

Trabajo de Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Especialización en aeronaves y vehículos espaciales

Desarrollo de una herramienta software para el
diseño de turborreactores

Autor: Álvaro Sanjuán Florido

Tutor: Francisco J. Jiménez-Espadafor Aguilar

Dpto. Ingeniería Energética
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018



Trabajo de Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Desarrollo de una herramienta software para el diseño de turborreactores

Autor:

Álvaro Sanjuán Florido

Tutor:

Francisco J. Jiménez Espadafor Aguilar
Catedrático de Universidad

Departamento de Ingeniería Energética
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018

Proyecto Fin de Carrera: Desarrollo de una herramienta software para el diseño de turborreactores

Autor: Álvaro Sanjuán Florido

Tutor: Francisco J. Jiménez-Espadafor
Aguilar

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2018

El Secretario del Tribunal

A mi abuelo

A mis padres

A mis amigos

Resumen

El objetivo de este Trabajo Fin de Grado es el desarrollo de una herramienta software para utilizarla con fines docentes y académicos en el ámbito del diseño de turborreactores.

El proyecto parte de la definición del modelo de cálculo en diseño, en el que se establecen las ecuaciones que resolverán el ciclo termodinámico en las diferentes etapas del motor en el punto de diseño. Tras el modelo se procede a la programación de los algoritmos mediante MATLAB que permiten resolver numéricamente dichas ecuaciones. La programación comprende dos grandes bloques: el primero, la elección de todas las variables tecnológicas del motor y condiciones de vuelo en las que opera para mostrar al usuario cuáles son los posibles puntos de diseño que cumplen dichas restricciones. El segundo bloque, una vez elegido el punto de diseño, permite elegir las turbomáquinas del motor a través de unas curvas generalizadas que se escalan de acuerdo con el punto de diseño elegido, definiendo así cuáles serían los compresores y turbinas que permitirían al motor operar en dicho punto. Adicionalmente se incluyen en este bloque otros módulos que permiten al usuario configurar un perfil de misión para determinar si el motor, ya diseñado, es capaz de proporcionar el empuje adecuado en cada punto de operación, comprobando si tanto el punto de diseño como las turbomáquinas han sido bien seleccionados.

Estos dos bloques se han implementando en una interfaz gráfica mediante el módulo de App Designer para que el usuario pueda interactuar con la herramienta y diseñar el turborreactor.

El desarrollo de este Trabajo de Fin de Grado se centrará en el primer bloque, en el que se hará un análisis de las ecuaciones y algoritmos correspondientes, así como un manual de usuario para aprender a utilizar la herramienta.

Abstract

The goal of this End of Degree Project (TFG) is the development of a software tool aimed at professors and undergraduate students in the academic field of turbojet design.

The project starts off with the definition of the model of design, which will establish the equations that will solve the thermodynamic cycle in every stage of the engine for each design point. Following the model it has been proceeded with the programming of the algorithms with MATLAB, which allows to solve numerically these equations. The latter programming comprises two major stages: the first one consists of choosing all the technological variables and the flight conditions of the operating engine in order to show to the user all the possible design points that fit to these restrictions. The second stage, once the design point has been chosen, allows to select the turbo machines of the engine by means of general maps which scale the engine according to the selected design point, hence defining which the compressors and turbines of the engine would be, allowing it to operate in that point. In addition, other modules have been included in this stage to help the user to set a mission profile to determine whether the engine, already designed, is capable of deliver the right amount of thrust in each operation point, checking out if both the design point and the turbo machines have been rightly selected.

These two blocks have been implemented in a graphic interface using the App Designer module so that the user can interact with the tool and design turbojets.

The development of this End of Degree Project will focus on the first block, in which an analysis of the equations and corresponding algorithms will be performed, as well as a user manual to learn how to use the tool.

Índice

Resumen	x
Abstract	xii
Índice	xiv
Índice de figuras	xvi
Notación	xx
1 Introducción	1
2 Modelo de cálculo en diseño	3
2.1 2.1 <i>Análisis del fluido empleado</i>	3
2.1.1 <i>Atmósfera ISA</i>	5
2.2 2.2 <i>Tipo de motor</i>	6
2.3 2.3 <i>Compatibilidades internas del motor</i>	7
3 Bloque I	8
3.1 3.1 <i>Ecuaciones internas: parametrización del ciclo</i>	8
3.1.1 <i>Difusor (0-1)</i>	9
3.1.2 <i>Compresor (1-2)</i>	10
3.1.3 <i>Cámara de combustión (2-3)</i>	12
3.1.4 <i>Turbina (3-4)</i>	13
3.1.5 <i>Postquemador (4-5)</i>	15
3.1.6 <i>Tobera de salida (5-6)</i>	15
3.2 <i>Implementación en código</i>	17
3.2.1 <i>Funciones de MATLAB: algoritmos de resolución</i>	17
3.2.2 <i>Optimización y precisión de los resultados</i>	21
3.3 <i>Interfaz gráfica</i>	23
3.3.1 <i>App Designer</i>	23
3.3.2 <i>Consideraciones previas</i>	23
3.3.3 <i>Menú principal: pantallas I y II</i>	24
3.3.4 <i>Menú de postprocesado: pantalla III</i>	28
3.3.5 <i>Programación de la interfaz</i>	31
3.4 <i>Comprobación del modelo</i>	36
3.4.1 <i>Análisis general del mapa motor</i>	36
3.4.2 <i>Comparativa de resultados: mapa motor</i>	38
3.4.3 <i>Comparativa de resultados: análisis de sensibilidad</i>	39
4 Bloque II	42
4.1 <i>Mapas generalizados</i>	42
4.2 <i>Criterios para la elección del punto de diseño de las turbomáquinas</i>	45
4.3 <i>Ecuaciones internas</i>	45
4.4 <i>Implementación en código</i>	48
4.4.1 <i>Funciones de MATLAB</i>	48
4.4.2 <i>Optimización y precisión de los resultados</i>	51
4.5 <i>Interfaz gráfica</i>	52
4.5.1 <i>Consideraciones previas</i>	52

4.5.2 Menú pantalla III	53
5 Aplicación: ejemplo de diseño	57
6 Futuras mejoras y recomendaciones	69
Anexos	71
6.1 <i>Manual de usuario</i>	71
	92
6.2 <i>Tablas de mapas generalizados</i>	94
Compresor	94
Turbina	96

ÍNDICE DE FIGURAS

Ilustración 2-2-1: tabla con los coeficientes de las especies químicas	4
Ilustración 2-2: esquema y ecuaciones del modelo de Atmósfera ISA. Web oficial de la NASA.	6
Ilustración 3-1: diagrama genérico T-S del ciclo del turborreactor	8
Ilustración 3-2: diagrama h-s del difusor	9
Ilustración 3-3: diagrama h-s del proceso de compresión	10
Ilustración 3-4: diagrama h-s del proceso de combustión	12
Ilustración 3-5: diagrama h-s de la turbina	13
Ilustración 3-6: diagrama h-s del postquemador	15
Ilustración 3-7: diagrama h-s de la tobera convergente de salida	15
Ilustración 3-8: diagrama de flujo de las funciones de MATLAB del primer bloque	21
Ilustración 3-9: menú pantalla I (a) de la aplicación	24
Ilustración 3-10: menú pantalla I (b) de la aplicación	24
Ilustración 3-11: menú pantalla I. Ventana emergente para cambiar los parámetros de las gráficas	26
Ilustración 3-12: menú pantalla II. Ventana de personalización de los parámetros del motor	27
Ilustración 3-13: menú pantalla I. Personalización del fluido	27
Ilustración 3-14: menú pantalla III (a)	28
Ilustración 3-15: menú pantalla III (b)	29
Ilustración 3-16: menú pantalla III. Ventana con las aeronaves de referencia	30
Ilustración 3-17: pantalla menú III. Ventana de esquema de turborreactor	31
Ilustración 3-18: mapa motor nivel N4	36
Ilustración 3-19: mapa motor nivel N3	38
Ilustración 3-20: mapa motor nivel N2	39
Ilustración 3-21: análisis de sensibilidad para motor N4	39
Ilustración 3-22: análisis de sensibilidad para motor N3	40
Ilustración 3-23: análisis de sensibilidad para motor N2	40
Ilustración 4-1: ejemplo de mapa de relación de compresión en compresor	42
Ilustración 4-2: ejemplo de mapa de rendimientos de compresor	43
Ilustración 4-3: ejemplo de mapa de relación de expansión de turbina	44
Ilustración 4-4: ejemplo de mapa de rendimientos de turbina	44
Ilustración 4-5: menú pantalla III (a)	53
Ilustración 4-6: menú pantalla III (b)	53
Ilustración 4-7: menú pantalla III. Definición de misión	54
Ilustración 4-8: menú pantalla III. Selección de parámetro	55
Ilustración 4-9: ventana de configuración de parámetros del postquemador	56

Ilustración 5-1: mapa motor del caza	57
Ilustración 5-2: análisis de sensibilidad en torno al punto de diseño	58
Ilustración 5-3: mapa generalizado y punto de diseño del compresor	59
Ilustración 5-4: mapa generalizado y punto de diseño de la turbina	59
Ilustración 5-5: mapa escalado del compresor	60
Ilustración 5-6: mapa escalado de la turbina	60
Ilustración 5-7: mapa de operación del motor del F-18 a 70% de su cota de diseño	61
Ilustración 5-8: mapa de operación del motor del F-18 en su cota nominal	61
Ilustración 5-9: puntos de operación sobre el mapa del compresor.	62
Ilustración 5-10: puntos de operación sobre el mapa del compresor	62
Ilustración 5-11: nuevo punto de diseño en el mapa del motor	63
Ilustración 5-12: operación de compresor tras cambiar el punto de diseño. 70% de la cota nominal	64
Ilustración 5-13: operación del compresor tras cambiar el punto de diseño. Cota nominal	64
Ilustración 5-14: operación del motor en compresor. Postquemador encendido. Cota nominal	65
Ilustración 5-15: mapa de operación del motor con postquemador. Cota nominal	65
Ilustración 5-16: menú con la configuración de la misión de ejemplo	66
Ilustración 5-17: evolución del TSFC con E durante la misión	67
Ilustración 5-18: representación de los puntos de misión sobre el mapa escalado del compresor	67
Ilustración 5-19: representación de los puntos de misión sobre el mapa escalado de la turbina	68
Ilustración 0-1: menú principal. Captura 1	71
Ilustración 0-2: menú pantalla I. Captura 2	71
Ilustración 0-3: menú pantalla 2. Captura 3	72
Ilustración 0-4: menú pantalla I. Captura 4	72
Ilustración 0-5: menú pantalla I. Captura 5	73
Ilustración 0-6: menú pantalla I. Captura 6	73
Ilustración 0-7: menú principal. Captura 3	74
Ilustración 0-8: menú pantalla I. Captura 8	75
Ilustración 0-9: menú pantalla I. Captura 9	75
Ilustración 0-10: menú pantalla I. Captura 10	76
Ilustración 0-11: menú pantalla II. Captura 11	77
Ilustración 0-12: menú pantalla II. Captura 12	77
Ilustración 0-13: Empuje específico para T1	78
Ilustración 0-14: Empuje específico para T2	78
Ilustración 0-15: Empuje específico para T3	78
Ilustración 0-16: menú pantalla II. Captura 16	79
Ilustración 0-17: menú pantalla II. Captura 17	80
Ilustración 0-18: menú pantalla II. Captura 18	80
Ilustración 0-19: menú pantalla II. Captura 19	81
Ilustración 0-20: menú pantalla III. Captura 20	81

Ilustración 0-21: menú pantalla III. Captura 21	82
Ilustración 0-22: mapa de operación 1. Despegue	83
Ilustración 0-23: mapa de operación 2. 70% de cota nominal	83
Ilustración 0-24: mapa de operación 3. Cota nominal	84
Ilustración 0-25: mapa de operación con gasto de combustible en despegue	85
Ilustración 0-26: mapa de operacion con gasto de combustible 2	85
Ilustración 0-27: mapa de operación con gasto de combustible 3	86
Ilustración 0-28: menú pantalla III. Captura 28	86
Ilustración 0-29: menú pantalla III. Captura 29	87
Ilustración 0-30: esquema de perfil típico de misión	87
Ilustración 0-31: menú pantalla III. Captura 31	88
Ilustración 0-32: menú pantalla III. Captura 32	89
Ilustración 0-33: menú pantalla III. Captura 33	89
Ilustración 0-34: menú pantalla III. Captura 34	90
Ilustración 0-35: menú pantalla III. Captura 35	91
Ilustración 0-36: menú pantalla III. Captura 36	91
Ilustración 0-37: menú captura 37	92
Ilustración 0-38: menú captura 38	92
Ilustración 0-39: menú captura 39	93

Notación

h	Entalpía
C_p	Calor específico
T	Temperatura
\tilde{R}	Constante de los gases ideales
T_{ref}	Temperatura de referencia
P_{ref}	Presión de referencia
C_{pa}	Calor específico del aire
C_{pg}	Calor específico del gas
x_{ai}	Fracción molar del componente i del aire
x_{gi}	Fracción molar del componente i del gas
$C_{p_{ai}}$	Calor específico del componente i del aire
$C_{p_{gi}}$	Calor específico del componente i del gas
H_p	Poder calorífico del combustible
n	Número de átomos de hidrógeno del hidrocarburo
m	Número de átomos de carbono del hidrocarburo
x_i	Fracción molar del componente i
z_0	Cota de vuelo
α	Gradiente vertical de temperatura
T_0	Temperatura a la cota de vuelo
P_0	Presión a la cota de vuelo
ρ_0	Densidad a la cota de vuelo
g	Aceleración de la gravedad
R_a	Constante del aire
T_{11}	Temperatura en la tropopausa
P_{11}	Presión en la tropopausa
ρ_{11}	Densidad en la tropopausa
dP	Diferencial de presión
dS	Diferencial de entropía
dh	Diferencial de entalpía
v	Volumen específico
M_0	Mach de vuelo
π_d	Caída de presión de remanso en el difusor
h_{00}	Entalpía de remanso a la cota de vuelo
h_0	Entalpía a la cota de vuelo
T_{00}	Temperatura de remanso a la cota de vuelo
U	Velocidad de vuelo

T_{01}	Temperatura de remanso a la entrada del compresor
P_{01}	Presión de remanso a la entrada del compresor
ρ	Densidad
P	Presión
a	Velocidad del sonido en el aire
a_0	Velocidad del sonido a la cota de vuelo
π_c	Relación de compresión total
e_{p_c}	Rendimiento politrópico de compresor
T_{02}	Temperatura de remanso a la entrada de la cámara de combustión
P_{02}	Presión de remanso a la entrada de la cámara de combustión
W_{e_c}	Trabajo específico de compresor
T_{02s}	Temperatura de remanso isentrópica a la entrada de la cámara de combustión
$\eta_{iso_c}, \eta_{i,comp}$	Rendimiento isentrópico de compresor
T_{03}	Temperatura a la entrada de la turbina
P_{03}	Presión de remanso a la entrada de la turbina
\dot{m}_a	Gasto de aire
\dot{m}_i	Gasto del gas i
a_i	Ceficiente de ajuste de la reacción química de combustión
PM_i	Peso molar del componente i
η_{cc}	Rendimiento de combustión
\dot{m}_f	Gasto del combustible
\dot{m}_s	Gasto de sangrado
$sangrado$	Porcentaje de gasto de aire sangrado respecto del gasto de aire total
f	Dosdo absoluto de la cámara de combustión
Δp_{cc}	Pérdida de carga en la cámara de combustión
T_{04}	Temperatura de remanso a la entrada de la turbina
P_{04}	Presión de remanso a la entrada de la turbina
e_{p_t}	Rendimiento politrópico de turbina
W_{e_t}	Trabajo específico de turbina
T_{04s}	Temperatura de remanso isentrópica a la entrada del postcombustor
η_{mec}	Rendimiento mecánico del eje
$\eta_{iso_t}, \eta_{i,tur}$	Rendimiento isentrópico de turbina
π_t	Relación de expansión en turbina
T_{05}	Temperatura de remanso a la entrada de la tobera
P_{05}	Presión de remanso a la entrada de la tobera
π_{tob}	Caída de presión de remanso en la tobera
C_6	Velocidad de salida en tobera
M_6	Mach de salida en tobera
a_6	Velocidad del sonido en salida de tobera
T_6	Temperatura a la salida de la tobera
P_6	Presión a la salida de la tobera
ρ_6	Densidad a la salida de la tobera
T_{6crit}	Temperatura de salida crítica en tobera
π_{crit}	Relación de presión crítica en tobera

$\dot{m}_{c,comp}$	Gasto corregido en compresor
β_{comp}	Valor de la curva β del mapa generalizado de compresor
$N_{c,comp}$	Vueltas corregidas de compresor
$N_{ref,c}$	Vueltas de referencia del compresor
γ_c	Coefficiente de dilatación adiabático del aire en compresor
γ_{ref}	Coefficiente de dilatación adiabático de referencia
\dot{m}_c	Gasto de aire en el compresor
\dot{m}	Gasto de aire absoluto en diseño
$\dot{m}_{c,tur}$	Gasto corregido en turbina
β_{tur}	Valor de la curva β del mapa generalizado de turbina
$N_{c,tur}$	Vueltas corregidas de turbina
$N_{ref,tur}$	Vueltas de referencia de la turbina
γ_t	Coefficiente de dilatación adiabático del aire en turbina
\dot{m}_t	Gasto de aire en la turbina
N_c	Vueltas físicas de compresor
N_t	Vueltas físicas de turbina
\dot{m}_{tob}	Gasto de aire en tobera
$A_{diseño}$	Área de la tobera de salida en diseño

1 INTRODUCCIÓN

Nada está vacío en el Universo

- Herón de Alejandría -

La razón por la que se ha llevado acabo el planteamiento y consecución de este proyecto no es otra si no el poder diseñar un turborreactor a partir de diferentes condiciones y parámetros para su posterior comprobación en operación, esto es, instalado en un avión. Lógicamente, realizar el diseño de manera analítica es prácticamente inviable, a menos que se hagan simplificaciones que podrían limitar en gran medida los resultados, por no decir que se trataría de un proceso lento a la vez que engorroso. Los cálculos analíticos quedan pues relegados al nivel de calcular las prestaciones de un aerorreactor en un punto del ciclo dadas unas condiciones de entrada, o para hacer algunas estimaciones iniciales, obtener órdenes de magnitud y tomar ciertas decisiones.

Actualmente existen algunos paquetes comerciales como GasTurb o GSP –muchos de ellos programados en FORTRAN por la NASA en la década de los 70–que permiten realizar dicho diseño bajo un amplio abanico de condiciones. No obstante, dado el coste de la licencia y a veces la complejidad del software, surgió la necesidad de desarrollar un código en el entorno de MATLAB para reproducir los cálculos numéricos de estos paquetes, pero realizando algunas simplificaciones a la vez que añadiendo una interfaz gráfica más atractiva y robusta. De esta manera, se consigue poner al alcance del alumnado y profesorado una herramienta que facilite el aprendizaje y labores docentes en el ámbito de los aerorreactores y la propulsión.

Para la estructuración del código se empieza estableciendo un modelo de cálculo en diseño, el cual permite definir las hipótesis y ecuaciones empleadas. Este modelo determina la precisión de los cálculos y el alcance de los resultados. A diferencia del modelo empleado en muchas asignaturas de Ingeniería Aeroespacial como mecánica de fluidos, fundamentos de propulsión y motores de aeronaves, las propiedades del fluido ya no serán constantes con la temperatura, sino que seguirán un modelo en el que el calor específico será ajustado por unos coeficientes dependientes de la temperatura. Los resultados obtenidos aproximarán a los que se tienen en la realidad con un error mínimo.

A continuación, se implementa un paquete de ecuaciones que permite calcular la evolución del fluido en términos de sus variables termodinámicas en las diferentes etapas del motor. Se trata de las mismas ecuaciones del ciclo termodinámico que se conocen de la teoría, pero incluyendo el nuevo modelo de cálculo.

Una vez introducido el modelo, el programa pasa a definirse en dos grandes bloques, agrupados a su vez en cuatro subbloques. El primero de ellos permite al usuario definir un motor a través de ciertos parámetros tecnológicos y para unas condiciones de vuelo fijas (en términos de altitud y número de Mach). Este bloque calcula una serie de salidas útiles e ilustrativas. Al final del bloque se le pide al usuario fijar un punto de diseño para dicho motor. Una vez elegido puede continuar con el bloque II o elegir realizar un análisis de sensibilidad en torno al punto.

El bloque II permite elegir un motor de entre varios propuestos y que ya han sido diseñados e instalados en aviones cazas conocidos. De esta forma el usuario puede tomar como referencia dichas aeronaves y fijar a través del empuje el gasto que el motor tendrá tras el diseño.

Tras finalizar estos dos subbloques se pasa al módulo de escalado de turbomáquinas. Llegados a este punto el usuario tiene ya fijas tanto el punto de diseño como las condiciones de vuelo en las que se tiene dicho punto. A continuación, deberá elegir un punto generalizado sobre unas curvas de compresor y turbina. Según el punto, estas curvas se escalan de acuerdo con unos factores para que las características de las turbomáquinas se adapten a las prestaciones que el futuro motor tendrá operando en el punto de diseño seleccionado.

En el cuarto y último subbloque y con el turboreactor ya diseñado, se obtienen unos mapas de salida que muestran la evolución del consumo específico en función del empuje manteniendo fijos otros parámetros de interés. Para ello se comprueba primero si un avión podría despegar con dicho motor. Adicionalmente puede hacerse un estudio de cómo varía el punto operación si se encendiera el postquemador para unas condiciones de operación y una nueva área de tobera. Por último, el usuario puede definir un perfil de misión y mostrar los diferentes puntos de operación sobre los mapas escalados de las turbomáquinas, comprobando si algún punto entra en una zona donde éstas no funcionarían. De esta manera el usuario puede comprobar si el diseño de su motor es correcto, en cuyo caso contrario puede volver atrás y cambiar el punto de diseño, u otros parámetros para reajustar las turbomáquinas.

2 MODELO DE CÁLCULO EN DISEÑO

La programación de todo código para el cálculo en la Ingeniería requiere siempre de la definición de un modelo sólido que permita establecer las hipótesis y ecuaciones con los que trabajarán los algoritmos. Para el caso que nos concierne aquí, se ha optado por un modelo robusto que minimice los errores de los resultados tras el procesado de variables.

2.1 2.1 Análisis del fluido empleado

En la ecuación de estado del fluido de trabajo, se desprecia la compresibilidad de este puesto que en todo el motor, a excepción de la toma dinámica, las temperaturas de trabajo son suficientemente altas (la energía cinética de las moléculas predomina sobre las fuerzas de atracción-repulsión), del orden del doble que la temperatura crítica del aire.

Por otro lado, se desecha el modelo analítico y simplificado que se contemplan en muchas asignaturas del Grado en las que el calor específico y por tanto la entalpía, son constantes con la temperatura:

$$h = C_p T$$

Se procede entonces a utilizar un nuevo modelo mucho más preciso y realista en el que el calor específico C_p pasa a depender de la temperatura según unos coeficientes que han sido ajustados experimentalmente. De esta forma la entalpía cambia su definición:

$$\frac{\tilde{C}_p}{\tilde{R}} = a_{1i} + a_{2i}T + a_{3i}T^2 + a_{4i}T^3 + a_{5i}T^4$$

$$h(T) = \int_{T_{ref}}^T C_p(T) dT$$

El C_p se mide en $\frac{KJ}{Kmol \cdot K}$ y h_i en $\frac{KJ}{Kmol}$. Los coeficientes dependen de las especies químicas que en principio se contemplan para la composición del fluido, tanto antes como después de la combustión. La constante R del gas, que en principio está en $\frac{KJ}{Kmol \cdot K}$ como el C_p , hay que convertirla a $\frac{J}{Kg \cdot K}$ puesto que el calor específico del combustible está formulado en las mismas unidades como se indicará posteriormente. Para ello basta con dividir la constante entre la suma de los pesos molares de las especies químicas ponderados según las fracciones molares, y multiplicar por 10^3 para pasar de KJ a J :

$$R = \frac{\tilde{R}}{\sum_i x_i \cdot PM_i} \times 10^3$$

Coefficients for species thermodynamic properties

Species	T range, K	a_{11}	a_{12}	a_{13}	a_{14}	a_{15}	a_{16}	a_{17}
CO ₂	1000-5000	0.44608(+1)	0.30982(-2)	-0.12393(-5)	0.22741(-9)	-0.15526(-13)	-0.48961(+5)	-0.98636(0)
	300-1000	0.24008(+1)	0.87351(-2)	-0.66071(-5)	0.20022(-8)	0.63274(-15)	-0.48378(+5)	0.96951(+1)
H ₂ O	1000-5000	0.27168(+1)	0.29451(-2)	-0.80224(-6)	0.10227(-9)	-0.48472(-14)	-0.29906(+5)	0.66306(+1)
	300-1000	0.40701(+1)	-0.11084(-2)	0.41521(-5)	-0.29637(-8)	0.80702(-12)	-0.30280(+5)	-0.32270(0)
CO	1000-5000	0.29841(+1)	0.14891(-2)	-0.57900(-6)	0.10365(-9)	-0.69354(-14)	-0.14245(+5)	0.63479(+1)
	300-1000	0.37101(+1)	-0.16191(-2)	0.36924(-5)	-0.20320(-8)	0.23953(-12)	-0.14356(+5)	0.29555(+1)
H ₂	1000-5000	0.31002(+1)	0.51119(-3)	0.52644(-7)	-0.34910(-10)	0.36945(-14)	-0.87738(+3)	-0.19629(+1)
	300-1000	0.30574(+1)	0.26765(-2)	-0.58099(-5)	0.55210(-8)	-0.18123(-11)	-0.98890(+3)	-0.22997(+1)
O ₂	1000-5000	0.36220(+1)	0.73618(-3)	-0.19652(-6)	0.36202(-10)	-0.28946(-14)	-0.12020(+4)	0.36151(+1)
	300-1000	0.36256(+1)	-0.18782(-2)	0.70555(-5)	-0.67635(-8)	0.21556(-11)	-0.10475(+4)	0.43053(+1)
N ₂	1000-5000	0.28963(+1)	0.15155(-2)	-0.57235(-6)	0.99807(-10)	-0.65224(-14)	-0.90586(+3)	0.61615(+1)
	300-1000	0.36748(+1)	-0.12082(-2)	0.23240(-5)	-0.63218(-9)	-0.22577(-12)	-0.10612(+4)	0.23580(+1)
OH	1000-5000	0.29106(+1)	0.95932(-3)	-0.19442(-6)	0.13757(-10)	0.14225(-15)	0.39354(+4)	0.54423(+1)
NO	1000-5000	0.31890(+1)	0.13382(-2)	-0.52899(-6)	0.95919(-10)	-0.64848(-14)	0.98283(+4)	0.67458(+1)
O	1000-5000	0.25421(+1)	-0.27551(-4)	-0.31028(-8)	0.45511(-11)	-0.43681(-15)	0.29231(+5)	0.49203(+1)
H	1000-5000	0.25(+1)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.25472(+5)	-0.46012(0)

Source: NASA Equilibrium Code.⁹

Ar	300-5000	2.50003	-4.08999(-18)	1.01867(-20)	-1.0853(-23)	4.19052(-27)	-7.45384(2)	4.39173
----	----------	---------	---------------	--------------	--------------	--------------	-------------	---------

Ilustración 2-2-1: tabla con los coeficientes de las especies químicas

Para todos estos coeficientes se establecen unas condiciones estándar de 298.15 K y 100 kPa

Una vez que se tiene el C_p de la especie química, se calcula el de la mezcla ponderando los calores específicos de las especies según las fracciones molares x_i . Para el caso del aire (antes de la combustión):

$$C_{pa} = \sum_i x_{ai} C_{p_{ai}(T)}$$

Siendo x_{ai} la fracción molar del componente i del aire, que puede ser O_2, N_2 o Ar .

Para el caso del aire tras la combustión:

$$C_{pg} = \sum_i x_{gi} C_{p_{gi}(T)}$$

Siendo x_{gi} la fracción molar del componente i del gas, que puede ser O_2, N_2, Ar, H_2O, CO_2 .

Como características adicionales al modelo de fluido se tiene que:

- Las fracciones molares se obtienen sabiendo que los pesos moleculares del fluido son constantes a excepción de la cámara de combustión.
- La composición del aire es completa en porcentaje en peso. Para la programación se ha considerado aire con la siguiente composición: $N_2(75.52), O_2(23.5), Ar(1.28), CO_2(0.05)$
- El combustible usado es un hidrocarburo C_nH_m , cuyo número de átomos puede variar siempre y cuando la proporción carbono-hidrógeno sea la típica que se tiene en querosenos, en torno a 1.7. El poder calorífico del combustible (H_p) es de $43 \frac{MJ}{kg}$ referido a las condiciones estándar.
- Se ha considerado en todo el desarrollo del proyecto que el flujo es estacionario y uni-dimensional, despreciando por tanto todos los efectos asociados a inercias y aceleraciones.
- Se produce pérdida de carga en aquellas partes del motor donde haya mezcla de flujos.

2.1.1 Atmósfera ISA

Tras haber explicado cómo es el modelo del fluido de trabajo, hay que recordar que éste conformará las distintas capas de la atmósfera en las que el motor operará una vez haya sido diseñado. Según la altitud a la que se encuentre, la atmósfera ISA (International Standard Atmosphere) determinará las condiciones de temperatura, presión y densidad a través de las ecuaciones del modelo, las cuales se muestran a continuación:

Para la troposfera (altitud inferior a 11000 pies):

$$\begin{aligned} T(z_0) &= T_0 - \alpha z_0 \\ P(z_0) &= P_0 \left(\frac{T_0 - \alpha z_0}{T_0} \right)^{\left(\frac{g}{R_a \alpha} \right)} \\ \rho(z_0) &= \rho_0 \left(\frac{T_0 - \alpha z_0}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_a \alpha} - 1} \end{aligned}$$

Para la estratosfera (altitud superior a 11000 pies):

$$\begin{aligned} T(z_0) &= T_0 \\ P(z_0) &= P_{11} e^{-\frac{g z_0}{R_a T_{11}}} \\ \rho(z_0) &= \rho_{11} e^{-\frac{g z_0}{R_a T_{11}}} \end{aligned}$$

Donde los coeficientes empleados son:

$$\begin{aligned} T_0 &= 288,15 \text{ K} \\ P_0 &= 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Pa} \\ \rho_0 &= 1,225 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} \\ \alpha &= 6,5 \cdot 10^{-3} \frac{\text{K}}{\text{m}} \\ R_a &= 287,05 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2 \text{K}} \\ g &= 9,803 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \\ T_{11} &= 216,55 \text{ K} \\ P_{11} &= 0.22632 \cdot 10^5 \text{ Pa} \\ \rho_{11} &= 0,3639 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} \end{aligned}$$

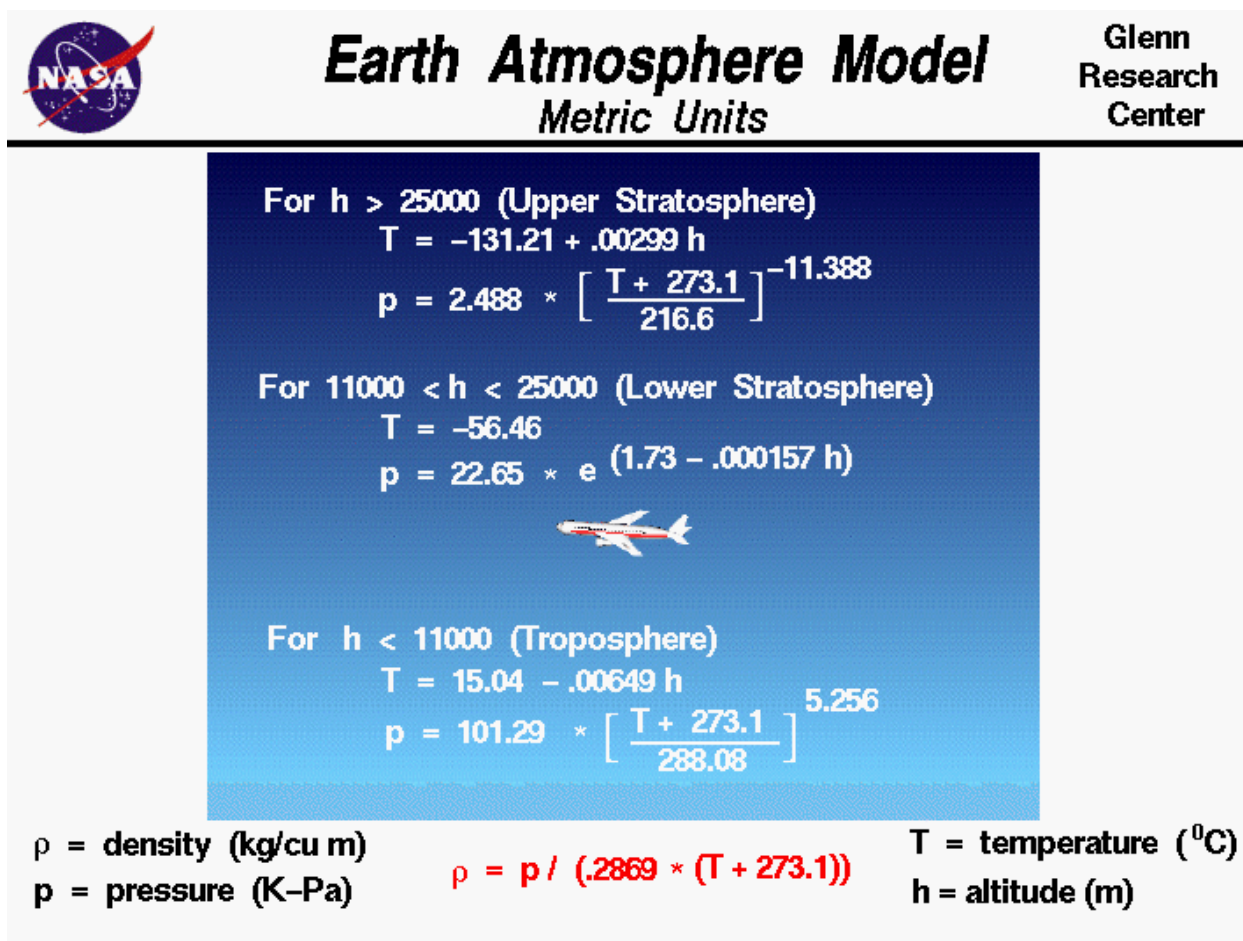


Ilustración 2-2: esquema y ecuaciones del modelo de Atmósfera ISA. Web oficial de la NASA.

2.2 Tipo de motor

El motor que se empleará será un turborreactor de un solo eje con postquemador.

- El difusor o toma dinámica comprende desde la etapa 0 (condiciones de vuelo) hasta la 1. Su función es decelar el aire del exterior y aumentar ligeramente la presión previa a la entrada del compresor.
- El compresor axial va desde la etapa 1 a la 2. Su objetivo es elevar la presión del fluido antes de entrar a la cámara de combustión. No se ha definido un número de etapas de rotor y estátor pues no se entra en ningún momento en el diseño los álabes de las turbomáquinas.
- La cámara de combustión va desde la etapa 2 a la 3. Mediante la quema de combustible con aire a presión se obtiene energía térmica para aprovecharla en la turbina. Hay pérdida de carga asociada a la mezcla de aire y combustible.
- La turbina conforma las etapas 4 y 5. Arrastra al compresor a través del eje mecánico, suministrándole potencia para su funcionamiento. Al igual que en el compresor no se ha definido un número de etapas de rotor y estátor.
- El postquemador comprende desde la etapa 5 a la 6. Solo funcionará cuando se encienda, lo cual tendrá lugar como se verá posteriormente una vez elegido el punto de diseño. La principal función del postcombustor es proporcionar un extra de empuje en puntos de la misión donde la velocidad de respuesta sea inminente, como en algunos despegues o maniobras agresivas. Al igual que en la cámara de combustión también se produce pérdida de carga por la mezcla de gases.
- La tobera va desde la etapa 6 a la 7. El salto entálpico que se tiene en la tobera permite acelerar los

gases de salida para obtener así mayor una fuerza propulsiva. Solo se ha considerado en este proyecto toberas convergentes ya que son las más frecuentes en los aerorreactores con compresor.

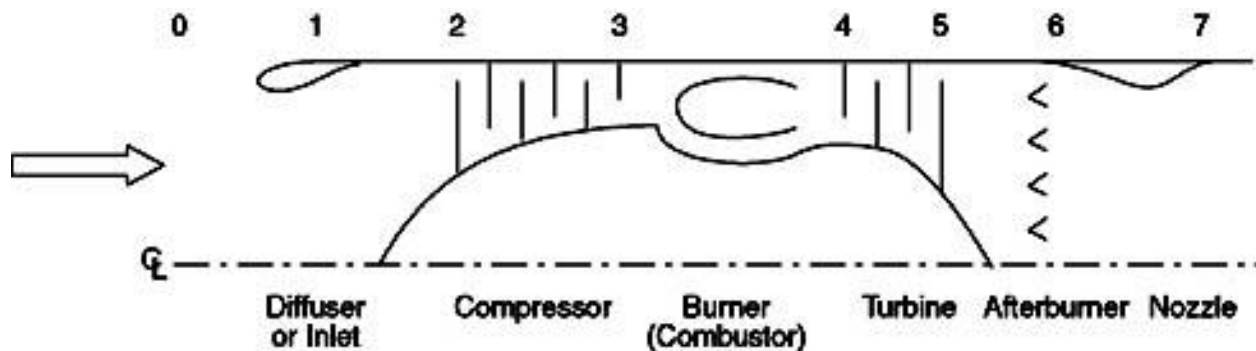


Ilustración 2-2: esquema del turborreactor con las diferentes etapas

2.3 2.3 Compatibilidades internas del motor

Una vez definida la estructura del motor es preciso analizar algunas de las ligaduras y restricciones que tienen lugar, pudiendo así definir completamente el ciclo termodinámico en todos sus puntos.

- Debe haber compatibilidad de potencia entre el compresor y la turbina. Dado que para la programación de los algoritmos solo se ha empleado un eje, habrá que acoplar mecánicamente un único compresor y turbina.
- El gasto de sangrado se producirá siempre a la salida del compresor. Éste nunca se mezclará con el flujo de la turbina ni participará del gasto caliente desde el punto de vista de las ecuaciones; tan solo se verá reflejado en el rendimiento politrópico de turbina si está refrigerada.
- El eje transmisor de potencia se ve afectado por su rendimiento mecánico.
- La turbina, como se ha comentado, arrastra al compresor, pero en principio también puede suministrar potencia a equipos auxiliares.

3 BLOQUE I

3.1 Ecuaciones internas: parametrización del ciclo

Introducidos el modelo de cálculo, las hipótesis y las compatibilidades del motor, es fundamental presentar las ecuaciones que se han implementado en los algoritmos numéricos. Estas ecuaciones no solo definen las variables en cada punto del ciclo, sino que junto con las condiciones de vuelo y los parámetros tecnológicos seleccionados se parametriza el ciclo, que en última instancia es lo que añade valor a la aplicación, pues su finalidad última radica en poder variar todos los parámetros en función del diseño al que se quiera llegar.

La consideración más importante de las ecuaciones de cara a su posterior implementación en el código es que se trata de ecuaciones específicas, pues no aparece el gasto de aire en ninguna de ellas. Esto se hace así puesto que el motor todavía no ha sido dimensionado, por lo que se desconoce el tamaño de sus turbomáquinas y el gasto que las atravesará. Una vez que se elija un empuje en el punto de diseño, el empuje específico en dicho punto determinará unívocamente el gasto de aire que tendrá el motor.

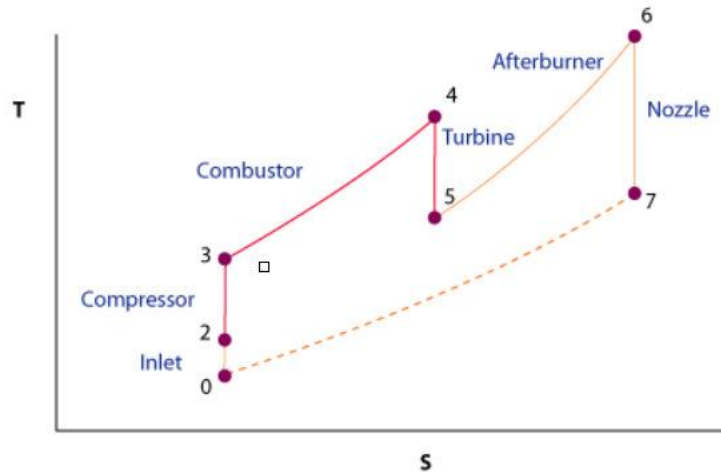


Ilustración 3-1: diagrama genérico T-S del ciclo del turborreactor

El principal cambio que el modelo introduce en las ecuaciones que se conocen del ciclo es efectivamente el hecho de que las propiedades del fluido son ahora dependientes con la temperatura. De esta forma, muchas de las ecuaciones no podrán expresar la entalpía constante con T , por lo que deberán ser reescritas siguiendo la ecuación de *Gibbs-Duhem* para relacionar entalpía, temperatura, presión y densidad en cada punto del ciclo:

$$Tds = dh - vdp$$

La ecuación puede ser reescrita como sigue:

$$ds = \frac{dh}{T} - \frac{vdp}{T}$$

En los procesos isoentrópicos se puede transformar la ecuación de la siguiente manera:

$$ds = 0, \quad \frac{dh}{T} = \frac{Rdp}{T} \rightarrow \frac{C_p(T)}{T} = \frac{Rdp}{T}$$

Con esta relación se podrá relacionar presión y temperatura en dos puntos del ciclo de un mismo proceso isoentrópico.

A continuación, se procederá a desarrollar cada una de las ecuaciones que determinan la evolución termodinámica del fluido en cada etapa del motor:

3.1.1 Difusor (0-1)

Las condiciones a la entrada son: T_0, P_0, M_0, π_d

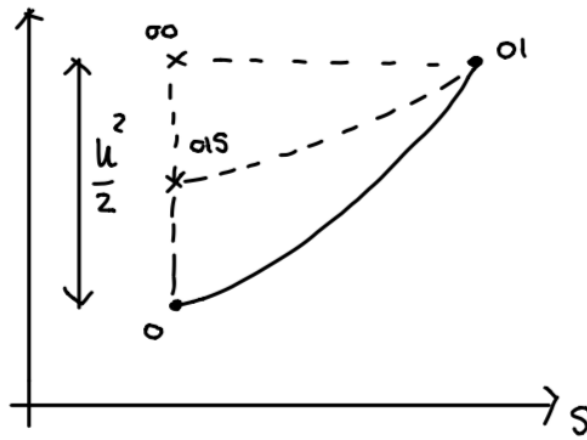


Ilustración 3-2: diagrama h-s del difusor

El difusor eleva la presión del fluido desde las condiciones 0 a 1, produciéndose una pérdida de carga dada por π_d . Las entalpías de remanso entre ambos puntos se relacionan a través de la velocidad de vuelo U :

$$h_{00} - h_0 = \int_{T_0}^{T_{00}} C_p(T) dT = \frac{U^2}{2}$$

Siendo $T_{00} = T_{01}$.

A continuación, hay que relacionar la velocidad del sonido con la presión y la densidad en un medio isoentrópico:

$$a^2 = \frac{\partial p}{\partial \rho}$$

Primero, se deriva la ecuación de los gases ideales respecto a la densidad:

$$dp = d\rho RT + \rho R dT$$

$$dT = \frac{1}{R\rho} (dp - d\rho RT) = \frac{d\rho}{\rho} - \frac{d\rho}{\rho}$$

Utilizando ahora la ecuación de Gibbs-Duhem se llega a:

$$C_p(T) \left(\frac{dp}{p} - \frac{d\rho}{\rho} \right) = \frac{Rdp}{p} \rightarrow \frac{C_p(T)dT}{T} = \frac{Rdp}{p}$$

$$\frac{dp}{p} (C_p(T) - R) = \frac{d\rho}{\rho} C_p(T)$$

Finalmente:

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} = \frac{p}{\rho} \frac{C_p(T)}{C_p(T) - R} = RT \frac{C_p(T)}{C_p(T) - R}$$

De esta manera se puede relacionar la entalpía en 1 y 0 a través del número de Mach:

$$\int_{T_0}^{T_{01}} C_p(T) dT = \frac{U^2}{2} = \frac{1}{2} M_0^2 a_0^2 = \frac{1}{2} M_0^2 RT_0 \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_0) - R}$$

De esta ecuación se obtiene T_{01} . De la caída de presión de remanso del difusor se calcula la presión de remanso a la salida de este:

$$p_{01} = \pi_d p_0$$

3.1.2 Compresor (1-2)

Las condiciones a la entrada son: $T_{01}, p_{01}, \pi_c, e_{pc}$

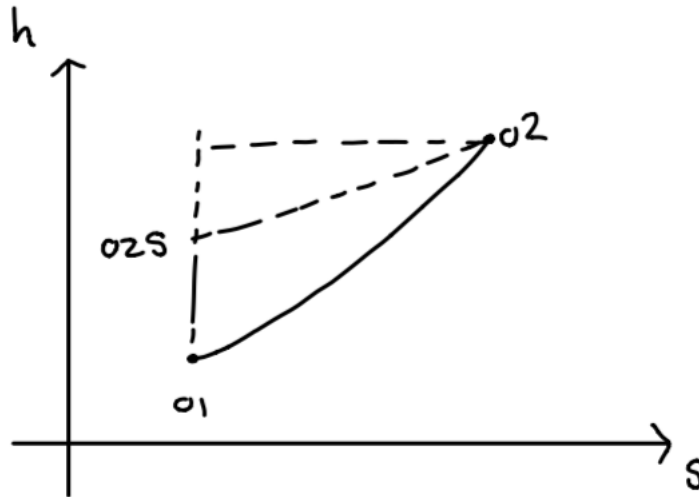


Ilustración 3-3: diagrama h-s del proceso de compresión

El compresor eleva la presión del fluido desde las condiciones de 1 a 2 mediante un proceso de aceleración y desaceleración del fluido en las etapas de rotor y estátor.

Partiendo de la ecuación de Gibbs-Duhem diferencial con el rendimiento politrópico de compresor

$$e_{pc} \frac{C_p(T)}{T} = \frac{Rdp}{T},$$

se integra la ecuación entre las condiciones 1 y 2:

$$e_{pc} \int_{T_{01}}^{T_{02}} \frac{C_p(T)}{T} dT = R \int_{P_{01}}^{P_{02}} \frac{dp}{p}$$

Se resuelve la ecuación obteniendo T_{02} :

$$e_{pc} \int_{T_{01}}^{T_{02}} \frac{C_p(T)}{T} dT = R \log(\pi_c)$$

De esta forma ya se puede calcular el trabajo específico del compresor:

$$W_{ec} = \int_{T_{01}}^{T_{02}} C_p(T) dT$$

Por otra parte, se despeja la p_{02} sin más que hacer: $p_{02} = \pi_c p_{01}$.

Se procede ahora a calcular el rendimiento isoentrópico del compresor, para lo cual se necesita la temperatura T_{02s} . De la ecuación de Gibbs-Duhem que relaciona el punto 01 con 02s del proceso isoentrópico:

$$\int_{T_{01}}^{T_{02s}} \frac{C_p(T)}{T} dT = R \log\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)$$

Una vez calculada se procede a expresar el rendimiento isoentrópico en términos de la entalpía de remanso:

$$\eta_{iso_c} = \frac{\int_{T_{01}}^{T_{02s}} C_p(T) dT}{\int_{T_{01}}^{T_{02}} C_p(T) dT}$$

Finalmente, tal y como se presentó en las compatibilidades internas (Ver sección 2.3), el gasto de sangrado se produce en la última etapa del compresor axial. Este gasto es proporcional a la temperatura fin de combustión según la ecuación: $\dot{m}_s = 1.5 \cdot \frac{T_{cc}-1000}{120}$, aunque el usuario podrá introducirlo a posteriori como porcentaje del gasto total que entra al compresor.

3.1.3 Cámara de combustión (2-3)

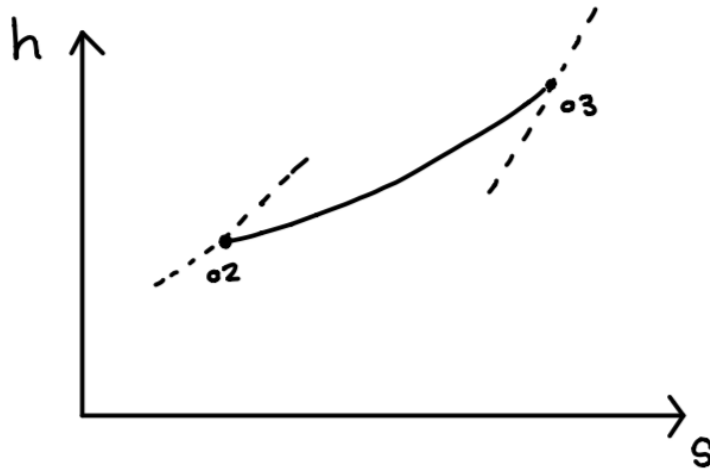


Ilustración 3-4: diagrama h-s del proceso de combustión

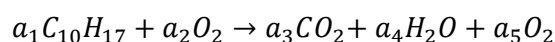
Condiciones a la entrada: T_{02}, p_{02}, T_{03}

La combustión es el proceso donde a partir de unos reactivos se obtienen unos productos y un salto entálpico que se traduce en energía aprovechable por la turbina para mover al compresor, así como para acelerar los gases de salida en la tobera.

Algunas de las características de la combustión que se han contemplado para su implementación numérica son:

- La combustión no es completa; existe un rendimiento de combustión dado por η_{cc}
- No se ha estudiado la cinética de la combustión, en cuyo caso los resultados obtenidos serían mucho más precisos.
- La proporción aire-fuel es siempre tal que se obtienen las mismas especies químicas de productos, no apareciendo nunca: CO, OH, NO, O, H . Estas especies aparecerían si la combustión fuera pobre, fenómeno que en principio no se ha contemplado, por lo que siempre se tendrán los compuestos mencionados en el análisis de fluido empleado (ver sección 2.1).
- La combustión produce una pérdida de carga dada por un factor que en principio el usuario que utilice la herramienta podrá elegir. En la teoría este factor es proporcional a la relación entre el gasto de aire que suministra el compresor y el gasto de aire máximo que se podría tener.
- Los compuestos de N_2 y A_r son inertes y por tanto la cantidad de estos es la misma tras la combustión.
- El dosado estequiométrico es fijo y depende siempre de la composición química de la mezcla.

En primer lugar, la reacción química viene dada por la siguiente ecuación:



A continuación, se ajusta la reacción para despejar los coeficientes, y se identifican con los correspondientes gastos de los compuestos:

$$\begin{aligned}\dot{m}_{N_2} &= 0,7552 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) \\ \dot{m}_{Ar} &= 0,0128 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) \\ \dot{m}_{CO_2} &= 0,0005 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) + a_3 \frac{P_{MCO_2}}{1000} \\ \dot{m}_{a_{H_2O}} &= \frac{a_4 P_{MH_2O}}{1000} \\ \dot{m}_{O_2} &= a_5 \frac{P_{MO_2}}{1000},\end{aligned}$$

donde *sangrado* hace referencia al porcentaje de gasto de aire sangrado respecto del gasto total.

Posteriormente tiene lugar el balance energético de la combustión, del que se despeja el dosado, $f_1 = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_f - \dot{m}_s}$:

$$\eta_{cc} H_p f_1 = (1 + f_1) \int_{T_{ref}}^{T_{03}} C_{pg}(T) dT - \int_{T_{ref}}^{T_{02}} C_{pa}(T) dT$$

La temperatura fin de combustión T_{03} es conocida en este primer bloque, pues el usuario la elegirá libremente o vendrá asociada a un motor según su nivel tecnológico.

Por último, la presión al final de la combustión vendrá dada por la caída de presión de remanso en la misma:

$$\Delta p_{cc} = \frac{p_{03}}{p_{02}}$$

3.1.4 Turbina (3-4)

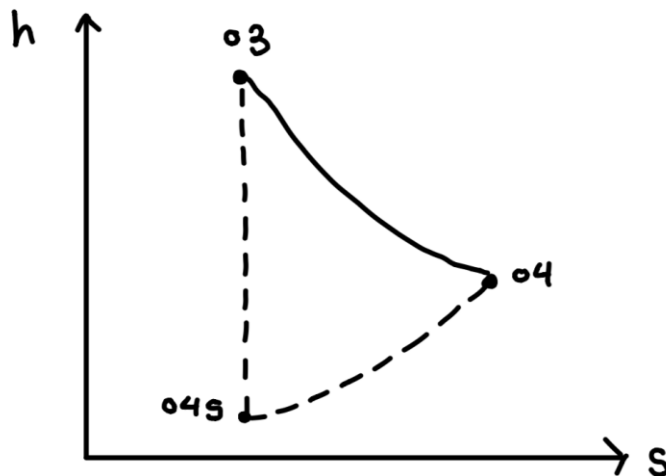


Ilustración 3-5: diagrama h-s de la turbina

Condiciones a la entrada: $T_{03}, p_{03}, W_{ec}, e_{pt}$

Como se ha comentado anteriormente la turbina aprovecha el salto entálpico producido en la combustión para que, a través de un proceso de expansión, se extraiga la energía del fluido para alimentar el compresor y otros equipos auxiliares.

En primer lugar, se vuelve a utilizar la ecuación de *Gibbs-Duhem* para obtener la temperatura a la salida de la turbina, T_{04} :

$$\int_{T_{03}}^{T_{04}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R e_{pt} \log \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right)$$

Ahora se obtiene la temperatura T_{04s} para calcular el rendimiento isoentrópico de la turbina. Para ello se vuelve a escribir la ecuación de *Gibbs-Duhem* en términos del proceso 03-04s:

$$\int_{T_{03}}^{T_{04s}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R \log \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right)$$

Una vez que se tiene T_{04s} se está en condiciones de calcular el rendimiento isoentrópico y la relación de expansión de turbina:

$$\eta_{iso_t} = \frac{\int_{T_{03}}^{T_{04}} C_{pg}(T) dT}{\int_{T_{03}}^{T_{04s}} C_{pg}(T) dT}$$

$$\pi_t = \frac{p_{03}}{p_{04}}$$

Por último, se establece el acoplamiento de potencia entre el compresor y la turbina a través de la siguiente ecuación de compatibilidad:

$$W_{e,c} = \eta_{mec} (1 - \text{sangrado})(1 + f_1) \int_{T_{03}}^{T_{04}} C_{pg}(T) dT,$$

donde el trabajo de la turbina es claramente: $W_{et} = \int_{T_{03}}^{T_{04}} C_{pg}(T) dT$

3.1.5 Postquemador (4-5)

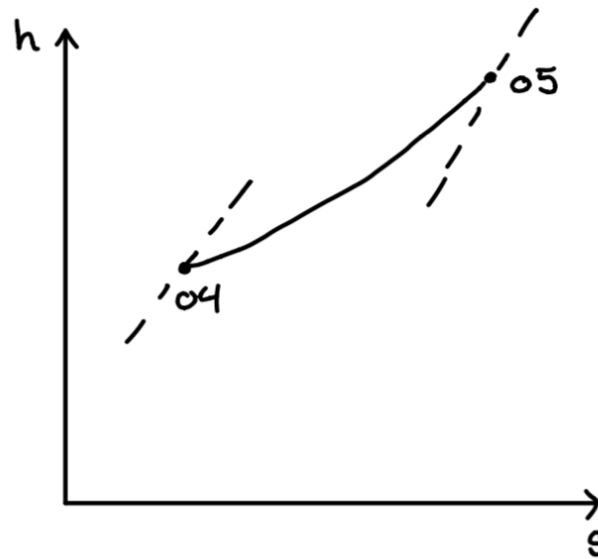


Ilustración 3-6: diagrama h-s del postquemador

Condiciones a la entrada: T_{04}, p_{04}

Como se comentó en el esquema del motor, el postquemador es una segunda cámara de combustión en la que vuelve a inyectarse combustible para obtener aun más energía y acelerar más los gases a la salida de la tobera, consiguiendo así un extra de empuje. Las consideraciones del modelo de la postcombustión son las mismas que las que se tienen para la combustión, solo que ahora el rendimiento de postcombustión η_{pc} , será diferente.

Por otra parte, las especies químicas que se obtienen son las mismas que antes, y los gastos de Ar y N_2 también se mantienen constantes por ser gases inertes.

El postquemador es en esencia un conducto, por lo que también se produce pérdida de carga, que al igual que en la cámara de combustión vendrá dado por la proporción de gasto de gas y gasto máximo de gas, aunque sigue siendo un factor que el usuario podrá fijar.

3.1.6 Tobera de salida (5-6)

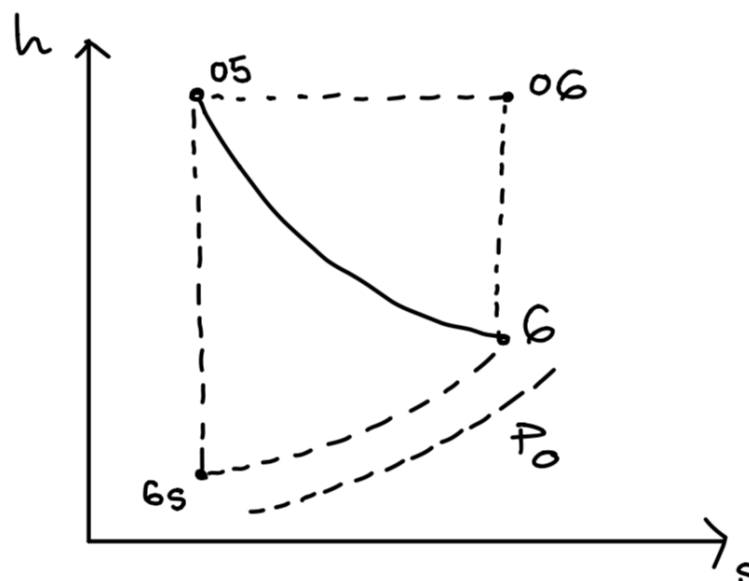


Ilustración 3-7: diagrama h-s de la tobera convergente de salida

Condiciones a la entrada: $T_{05}, p_{05}, \pi_{tob}$

La tobera se aprovecha el salto entálpico que queda tras la expansión en la turbina para acelerar los gases de salida a través de ella y así obtener empuje para propulsar al motor.

La tobera empleada para este análisis es convergente. No se ha hecho el estudio con una tobera convergente-divergente por simplificar las ecuaciones, puesto que la mayoría de los turborreactores instalados históricamente en aviones de combate llevan tobera convergente.

Las ecuaciones que se muestran a continuación resuelven la tobera partiendo de la caída de presión de remanso π_{tob} que se produce en la misma. Este dato tecnológico podrá venir asociado a un nivel de motor o ser elegido libremente por el usuario.

El procedimiento para resolver la tobera comienza con la hipótesis de que está bloqueada. De esta forma, se fija que el número de Mach es el crítico e igual a 1, y se despeja el cociente crítico de presiones π_{crit} para comprobar si la presión a la salida es mayor o menor que la ambiente, comprobando así la hipótesis de partida.

$$M_6 = \frac{C_6}{a_6} = 1 = \frac{2(C_p(T_6) - R) \int_{T_6}^{T_{05}} C_{p_g}(T) dT}{R T_6 C_p(T_6)}$$

Una vez que se tiene despejada la T_6 , a la que se asigna el nombre de T_{6crit} puesto que aun no sabemos si la tobera está bloqueada o adaptada, se despeja la π_{crit} de la siguiente ecuación de *Gibbs-Duhem* evaluada entre los puntos del proceso 05-6:

$$\int_{T_{6crit}}^{T_{05}} \frac{c_{p_g}(T)}{T} dT = R \log \left(\frac{1}{\pi_{tob} \pi_{crit}} \right)$$

Como ya se ha comentado, aparece una doble casuística para distinguir si la tobera está bloqueada o adaptada:

Si $p_6 > p_0$, la tobera está bloqueada:

$$p_6 = \frac{p_{05}}{\pi_{crit}}$$

Por su parte, la temperatura a la salida de la tobera es la calculada previamente, $T_6 = T_{6crit}$.

Si $p_6 < p_0$, la tobera está adaptada:

$$p_6 = p_0$$

Entonces la hipótesis de tobera bloqueada, al ser incorrecta, obliga a recalcular la T_6 , pues el número de Mach a la salida no es 1:

$$\int_{T_6}^{T_{05}} \frac{c_{p_g}(T)}{T} dT = R \log \left(\frac{p_{05}}{p_0 \pi_{tob}} \right)$$

Finalmente, sea cual sea la condición, el siguiente paso es calcular la velocidad y el área de la tobera. Para ello basta con evaluar la diferencia de entalpías a la entrada y salida de la tobera, y aplicar la ecuación de continuidad a la salida de misma:

$$\int_{T_6}^{T_{05}} C_{p_g}(T) dT = \frac{C_6^2}{2}$$

$$A_6 = \frac{\dot{m}_6 R T_6}{p_6 C_6}$$

3.2 Implementación en código

3.2.1 Funciones de MATLAB: algoritmos de resolución

Tal y como se mencionó en la introducción, el entorno de programación en el que se basa la herramienta es MATLAB, por lo que a continuación se hará un desglose de las diferentes funciones empleadas para la programación de este primer bloque.

Estas funciones empiezan con la resolución del paquete de ecuaciones que han sido desarrolladas en la sección anterior.

En primer lugar, se montan todas las ecuaciones en un sistema que resolverá el comando *fsolve* de MATLAB en las funciones:

```
function F = ecuaciones_motoroptim_sinpostB_ejes1(z)
```

```
function F = ecuaciones_motoroptim_sinpostA_ejes1(z)
```

Se trata de dos funciones que implementan un sistema de 20 ecuaciones con 20 incógnitas. Se detallan a continuación.

1. Difusor:

$$\int_{T_0}^{T_{01}} C_p(T) dT = \frac{U^2}{2} = \frac{1}{2} M_0^2 a_0^2 = \frac{1}{2} M_0^2 R T_0 \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_0) - R}$$

2. Politrópico de compresor:

$$e_{pc} \int_{T_{01}}^{T_{02}} \frac{C_p(T)}{T} dT = R \log(\pi_c)$$

3. Trabajo específico de compresor:

$$W_{ec} = \int_{T_{01}}^{T_{02}} C_p(T) dT$$

4. Proceso isoentrópico de compresor:

$$\int_{T_{01}}^{T_{02s}} \frac{C_p(T)}{T} dT = R \log\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)$$

5. Balance energético en cámara de combustion:

$$\eta_{cc} H_p f_1 = (1 + f_1) \int_{T_{ref}}^{T_{03}} C_{pg}(T) dT - \int_{T_{ref}}^{T_{02}} C_{pa}(T) dT$$

6-7. Ecuaciones de los gastos de reactivos y productos de combustión¹:

$$\dot{m}_{CO_2} = 0,0005 \dot{m}_a (1 - sangrado) + a_3 \frac{P_{MCO_2}}{1000}$$

$$\dot{m}_{a_{H_2O}} = \frac{a_4 P_{MH_2O}}{1000}$$

$$\dot{m}_{O_2} = a_5 \frac{P_{MO_2}}{1000}$$

8-13. Ecuaciones de fracciones molares de las especies químicas:

$$x_i = \frac{\dot{m}_i}{PM_i \sum_j (PM_j \times \dot{m}_j)}$$

14. Politrópico de turbina:

$$\int_{T_{03}}^{T_{04}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R e_{pt} \log \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right)$$

15. Acoplamiento de potencia:

$$W_{e,c} = \eta_{mec} (1 - sangrado) (1 + f_1) \int_{T_{03}}^{T_{04}} C_{pg}(T) dT$$

16. Isoentrópico de turbina:

$$\int_{T_{03}}^{T_{04s}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R \log \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right)$$

17-20. Ecuaciones de tobera:

$$M_6 = \frac{C_6}{a_6} = 1 = \frac{2(C_p(T_6) - R) \int_{T_6}^{T_{05}} C_{pg}(T) dT}{R T_6 C_p(T_6)}$$

$$\int_{T_{6crit}}^{T_{05}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R \log \left(\frac{1}{\pi_{tob} \pi_{crit}} \right)$$

Tobera bloqueada:

$$p_6 = \frac{p_{05}}{\pi_{crit}}$$

Tobera adaptada:

¹ Aunque aparezcan las ecuaciones con el gasto explícito de cada especie química, en el sistema del código las ecuaciones han sido implementadas en términos específicos como se recuerda.

$$\int_{T_6}^{T_{05}} \frac{c_{pg}(T)}{T} dT = R \log \left(\frac{p_{05}}{p_0 \pi_{tob}} \right)$$

$$p_6 = p_0$$

El sistema es alimentado por unos iterantes iniciales cuya obtención se detallará posteriormente. La función *fsolve* resuelve el sistema mediante el método de Newton-Rapson y devuelve una solución con las variables termodinámicas del ciclo en cada etapa del motor. La primera función resuelve el sistema suponiendo que la tobera está bloqueada; la segunda supone que está adaptada. Se recuerda que la resolución se ha hecho con un solo eje.

Para la resolución del sistema de cada una de las dos funciones hay que evaluar dentro de las diferentes ecuaciones el calor específico C_p en numerosas temperaturas, muchas de las cuales son incógnitas. Para ello hay que obtener el C_p de la mezcla de aire o gas, ponderando con $C_{p_{ai}}$ y $C_{p_{gi}}$ de las especies químicas como se indicó en el modelo de fluido (ver sección 2.1). Este proceso requiere a su vez la implementación de otra función en la que esté cargada la librería de coeficientes a_{ij} del modelo y se obtenga el C_p de la composición a la temperatura indicada. La función se define como:

```
function C_p = lib_coefficients_Cp(Tel,comp,x_i)
```

Como se observa, recibe como inputs la temperatura a la que se quiere evaluar el C_p , la composición del aire para distinguir entre el C_{p_a} y C_{p_g} , así como las diferentes fracciones molares de la composición para poder ponderar el C_p total a partir de los C_{p_i} de cada especie química. Una vez que se ha calculado el calor específico total a la temperatura T , se devuelve como output a cualquiera de las ecuaciones que haya llamado a dicha función.

Es también frecuente el caso en que alguna ecuación integre el C_p entre dos temperaturas, pues la ecuación de *Gibbs-Duhem* aparece muchas veces. En este caso, la llamada la función: `C_p = lib_coefficients_Cp(Tel,comp,x_i)` está dentro del comando *quadgk* de MATLAB, por lo que es preciso llamar a la función utilizando el símbolo `@` dentro de la ecuación para indicar que la temperatura es una variable que entrará a `lib_coefficients_Cp` como input. Tómese como ejemplo la siguiente ecuación:

```
F(1) = quadgk(@(T)lib_coefficients_Cp(T,comp,x_i),T_0,T_01_aux/0.001)
- 1/2*(M_0^2*R1*T_0*Cp_T0/(Cp_T0-R1));
```

Una vez que se tienen programadas, estas dos funciones son llamadas a su vez por otra función principal que hará la función de caja negra en cuanto al procesado de variables:

```
function [outputs] = CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES(inputs)
```

Esta última función se alimenta de los parámetros tecnológicos del motor y las condiciones de vuelo que el usuario deberá proporcionar, y devuelve una serie de variables de salida que serán necesarias para el postprocesado y análisis de resultados. Estas variables de salida son: empuje específico (E_e), consumo específico ($TSFC$) y rendimientos propulsivo, motor y global ($\eta_p, \eta_{mot}, \eta_g$).

Las tres funciones comparten además una serie de variables globales necesarias para el cálculo de la solución, algunas de ellas son la composición y fracciones molares del aire, rendimientos tecnológicos varios y rendimientos politrópicos, temperatura fin de combustión, temperatura de referencia, etc.

La función `[outputs] = CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES (inputs)` recibe primero los inputs, luego realiza una serie de asignaciones previas a las llamadas a los solvers. A continuación, llama a la función:

```
function z_iter = iterantes_iniciales_sinpost_ejes1(inputs)
```

Se trata de una función recurrente que, recibiendo unos inputs similares a los que utilizan la función principal y los solvers, resuelve el mismo ciclo que tratarán de resolver luego los dos solvers solo que de manera ideal, es decir, tomando el fluido con propiedades constantes con la temperatura. Esta función de iterantes iniciales lleva dentro la resolución de la tobera distinguiendo entre el caso bloqueado y adaptado.

Una vez que resuelve, alimenta $F = \text{ecuaciones_motoroptim_sinpostB_ejes1}(z)$ con los iterantes iniciales calculados. Como se puede comprobar, primero se supone que la tobera está bloqueada, pues en la mayoría de los casos lo estará. Tras calcular la solución numérica del ciclo, se obtiene la presión a la salida de la tobera P_6 y se compara con P_0 para comprobar si la hipótesis de tobera bloqueada es correcta. En caso contrario, se llama a la función $F = \text{ecuaciones_motoroptim_sinpostA_ejes1}(z)$ y se calcula la solución procediendo igual que antes, solo que con las ecuaciones de tobera adaptada.

Tras la resolución del sistema se calculan algunas otras variables que, pudiendo ser calculadas dentro del mismo, se han puesto fuera para reducir el número de ecuaciones. Estas variables son los rendimientos isoentrópicos, el trabajo específico y la relación de expansión de turbina, la velocidad y el área en la tobera de salida, así como las salidas que devuelve la función `[outputs] = CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES (inputs)` como ya se ha indicado.

Para una mejor visualización de todas las funciones como conjunto se ha propuesto el diagrama de flujo siguiente.

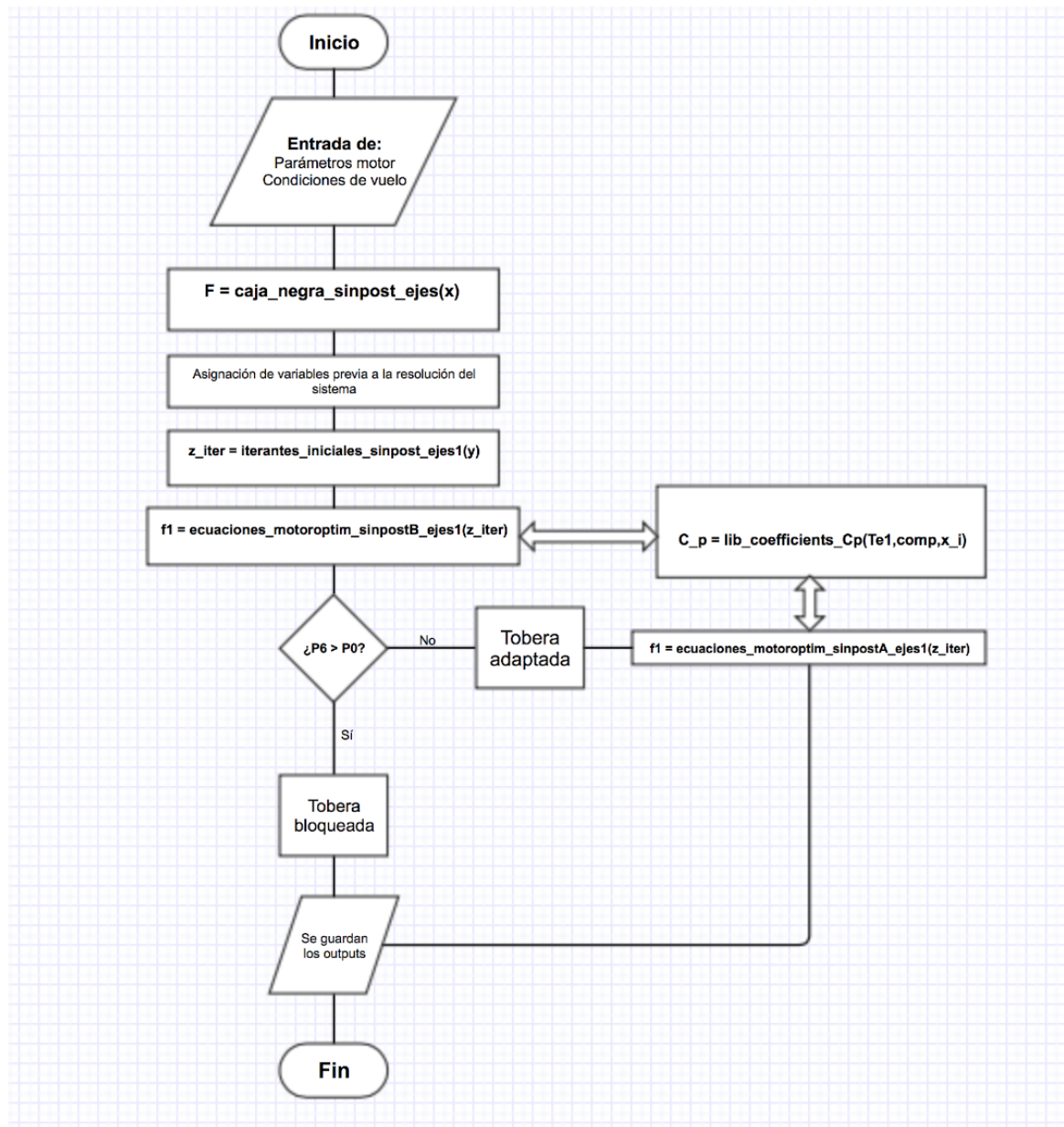


Ilustración 3-8: diagrama de flujo de las funciones de MATLAB del primer bloque

3.2.2 Optimización y precisión de los resultados

La programación de estas funciones ha seguido un proceso secuencial en el que los códigos han ido evolucionando y depurándose, no solo para corregir errores sino para bajar el tiempo de cálculo durante la simulación.

El primer cambio que se hizo fue en el paquete de ecuaciones, reduciendo progresivamente su número eliminando ecuaciones y escribiéndolas antes de las llamadas a:

```
F = ecuaciones_motoroptim_sinpostB_ejes1(z)
```

```
F = ecuaciones_motoroptim_sinpostA_ejes1(z)
```

De esta manera, algunas de las variables que en principio podrían incluirse en el sistema se asignan fuera, ya que son conocidas a partir de los parámetros y condiciones de entrada, como por ejemplo las presiones de

remanso antes de la cámara de combustión: P_{01} y P_{02} . La presión a la entrada del compresor es conocida porque π_d es parámetro tecnológico, y la presión antes de la cámara se calcula puesto que π_c entra también como dato en este primer bloque. Esto es así porque como ya se explicará más adelante con detalle, para obtener el mapa motor con los posibles puntos de diseño hay que alimentar a la función `[outputs] = CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES (inputs)` con un rango de relaciones de compresión.

Al mismo tiempo, los gastos de N_2 y A_r son también conocidos de entrada, puesto que una vez que las ecuaciones se introducen en términos específicos, desaparece el gasto de aire \dot{m}_a y solo son función del sangrado, que es conocido. Así, estas dos ecuaciones pueden eliminarse también del sistema.

Aplicando dichos cambios se redujo el tiempo de cálculo unos 25 segundos, pasando de un tiempo de simulación de ciclo (un solo punto de diseño) inicial de un minuto a unos 35 segundos.

A continuación se optó por normalizar las variables que entran a los dos solvers para que estas estuvieran en un rango de variación de 0 a 1. De esta forma, aquellas incógnitas que tienen un orden de magnitud 3 ó 5 veces mayor que otras—como las temperaturas o el trabajo específico frente al dosado o las presiones (en bar)—evitan que el *fsolve* realice tantas iteraciones, pues ahora todas las incógnitas tienen su solución en el mismo intervalo de variación. Numéricamente el sistema converge mucho más rápido, por lo que se realizaron varios cambios de variables dividiendo las siguientes incógnitas por su orden de magnitud típico:

- Las temperaturas se dividen entre 1000.
- El trabajo específico del compresor se divide entre 10^5

Este cambio de variables, junto con las funciones de iterantes iniciales que alimentan a ambos solvers, permitieron optimizar en gran medida los algoritmos de cálculo, y de los 35 segundos que se tenían tras la reducción de ecuaciones se llegó a un tiempo final de unos 3.5 segundos por cada resolución del ciclo. Este valor depende también en última instancia de la potencia de procesamiento de cada ordenador.

En cuanto a la precisión de los resultados obtenidos, es conveniente mencionar que en este primer bloque no hay problemas de estabilidad numérica y los sistemas de ecuaciones convergen en apenas 100 iteraciones dada la optimización del código. No se han modificado las opciones de *fsolve* empleando el comando *optimset* de MATLAB, por lo que la tolerancia se ha mantenido por defecto en 10^{-6} . Por tanto se puede confirmar que numéricamente, el error de los resultados es menor que ese valor.

Por otra parte, el modelo de fluido es bastante exacto, y los coeficientes aproximan el calor específico del aire y gas (tras la combustión) hasta la milésima. Este error se ha obtenido por comparación con los valores que devuelve el programa GSP para unas mismas condiciones de temperatura.

Se concluye así que la precisión de los resultados es bastante alta, y salvo algunos errores numéricos que pueden aparecer en ciertas ecuaciones (como en el acoplamiento de gastos), los resultados obtenidos aproximan la realidad con bastante exactitud.

3.3 Interfaz gráfica

3.3.1 App Designer

El siguiente paso una vez que se tienen las funciones de MATLAB que han sido analizadas en la subsección anterior es el desarrollo de la aplicación que hará de interfaz entre el usuario y estas funciones. Es la herramienta la que hace posible que el proyecto sea utilizado por cualquier diseñador sin que tenga por qué entender el código que hay tras la interfaz. De esta forma el alcance de la aplicación se extiende a todas aquellas personas que estudien o impartan docencia en el área de la propulsión y los aerorreactores.

Es importante mencionar que a la hora de decidir el entorno gráfico en el que se implementarían las funciones, se optó por elegir el nuevo módulo que incorpora MATLAB desde la versión de 2016, *App Designer*. A diferencia del entorno que históricamente siempre se ha usado, la GUI (Graphic User Interface), la nueva versión ofrece un diseño de los componentes visuales más depurado y minimalista, a la vez que un mayor número de propiedades para poder modificarlos.

Una vez que se programa la app, ésta puede ser montada y exportada a un ejecutable para que cualquier usuario con licencia de MATLAB pueda instalar y correr desde su equipo. La compatibilidad con *App Designer* entre diferentes versiones es mayor que utilizando GUI, razón de más por la que se eligió diseñar la interfaz en este nuevo módulo.

En cualquier caso, la programación del código en este entorno hace uso del lenguaje de objetos, gracias al cual a cada componente visual de la interfaz se le asigna un elemento u objeto que está supeditado a otro de nivel superior. Se establece así una jerarquía de objetos mediante la que es posible asignar propiedades y dar forma a la interfaz. Adicionalmente, la base de este lenguaje son los *callbacks*, que son llamadas a determinadas funciones ante la aparición de un evento. Un evento es cualquier interacción que el usuario realice con la interfaz, como pulsar un botón, desplazar una barra o cambiar la opción de un desplegable.

En la siguiente subsección se irán analizando cada una de las pantallas que aparecen en este primer bloque con sus componentes visuales, y se indicará de qué forma están programados en el código de la interfaz, así como la función que realizan al interactuar con ellos.

3.3.2 Consideraciones previas

Este primer bloque, a diferencia del segundo, consiste en configurar un tipo de motor turborreactor a partir de unos parámetros de entrada para que, tras representar el mapa motor con todos sus posibles puntos de diseño, el usuario pueda elegir uno y a partir de ahí dimensionar las turbomáquinas que harán posible que el motor opere en dicho punto. Aparte, se podrá realizar un análisis de sensibilidad.

Por consiguiente, todo este bloque se basa en trabajar para obtener dicho punto, por lo que deben considerarse las siguientes pautas, algunas de las cuales ya se han mencionado:

- Antes de llegar al punto de diseño no se tienen todavía las turbomáquinas, por lo que se desconoce el gasto de aire y todas las ecuaciones han sido implementadas en términos específicos.
- Otra consecuencia directa de no tener aun las turbomáquinas es la necesidad de trabajar con rendimientos politrópicos, ya que estos permiten conocer la evolución termodinámica a través de compresor y turbina independientemente del tamaño de las mismas, luego no hace falta tenerlas físicamente dimensionadas para poder calcular los procesos que correspondan.
- Para todo el análisis de este primer bloque el postquemador permanecerá apagado, puesto que encenderlo supondría desviarse del punto de diseño. Se reserva el uso del postcombustor para el bloque 2 en el que podrá hacerse un análisis offdesign.

3.3.3 Menú principal: pantallas I y II

La primera pantalla que aparece al iniciar la aplicación es el menú de pantalla I, el cual tiene el siguiente aspecto:

MENU PRINCIPAL

Componentes	N1	N2	N3	N4
Relación compresión difusor	0.9000	0.9500	0.9800	0.9950
Rend. politrópico compresor	0.8000	0.8400	0.8800	0.9000
Caída de presión de remanso CC	0.9000	0.9200	0.9400	0.9600
Rendimiento CC	0.8800	0.9400	0.9900	0.9950
Rend. politrópico turbina (no refrigerada)	0.8000	0.8500	0.8900	0.9100
Rend. politrópico turbina (refrigerada)	NO APLICA	0.8300	0.8700	0.8900
Relación compresión tobera	0.9300	0.9600	0.9700	0.9800
Temperatura salida CC (máxima)[K]	1110	1390	1780	2000
Trans. de potencia mecánica	0.9500	0.9600	0.9700	0.9800
Porcentaje sangrado	NO APLICA	4.8700	9.7500	15.2500

IMPORTANTE: USAR ' ' NO ' ' PARA LOS DECIMALES !!

Espacio de cálculo

Seleccionar las gráficas a mostrar que le sean de ayuda para su diseño.

☐ MAPA MOTOR ☐ Ee-Relación de compresión ☐ TSFC-Relación de compresión ☐ Rendimientos

Modificar parámetros gráfica

Calcular

Nivel tecnológico de m...

☐ N1
☒ N2
☐ N3
☐ N4
☐ PE

Personalización del fluido

Personalización de parámetros tecnológicos

Condiciones de vuelo, refrigeración y ejes

Altitud de vuelo z0 (ft)

M0

Refrigeración turbina

Nº ejes

Guardar parámetros escogidos

Modificar parámetros

Parámetros tecnológicos seleccionados

Parámetros Tecnológicos	Seleccionados
Relación compresión difusor	0.9500
Rend. politrópico compresor	0.8400
Caída de presión de remanso CC	0.9200
Rendimiento CC	0.9400
Rend. politrópico turbina (no refrigerada)	0.8500
Rend. politrópico turbina (refrigerada)	0.8300
Relación compresión tobera	0.9600
Temperatura salida CC (máxima)[K]	1390
Trans. de potencia mecánica	0.9600
Porcentaje sangrado	4.8700
Mach	0.8500
Numero de ejes	1
Altitud(ft)	55000

Análisis visual de los resultados

Selección del punto de diseño y análisis de sensibilidad

Ilustración 3-9: menú pantalla I (a) de la aplicación

Nivel tecnológico de m...

☐ N1
☒ N2
☐ N3
☐ N4
☐ PE

Personalización del fluido

Personalización de parámetros tecnológicos

Condiciones de vuelo, refrigeración y ejes

Altitud de vuelo z0 (ft)

M0

Refrigeración turbina

Nº ejes

Guardar parámetros escogidos

Modificar parámetros

Parámetros tecnológicos seleccionados

Parámetros Tecnológicos	Seleccionados
Relación compresión difusor	0.9500
Rend. politrópico compresor	0.8400
Caída de presión de remanso CC	0.9200
Rendimiento CC	0.9400
Rend. politrópico turbina (no refrigerada)	0.8500
Rend. politrópico turbina (refrigerada)	0.8300
Relación compresión tobera	0.9600
Temperatura salida CC (máxima)[K]	1390
Trans. de potencia mecánica	0.9600
Porcentaje sangrado	4.8700
Mach	0.8500
Numero de ejes	1
Altitud(ft)	55000

Análisis visual de los resultados

Selección del punto de diseño y análisis de sensibilidad

Ilustración 3-10: menú pantalla I (b) de la aplicación

Se trata de un menú de preprocesado en el que el usuario define la configuración del motor y elige las salidas para el posterior análisis de los resultados en el menú pantalla III.

Para empezar a familiarizarse con esta pantalla, se detallan a continuación los diferentes componentes visuales agrupados por colores:

1. **(Rojo):** Tabla con los niveles tecnológicos del motor. En esta tabla figuran las características o parámetros tecnológicos de los componentes del motor, desde la toma dinámica hasta la tobera, agrupados según cuatro niveles:
 - a. N1: motores del año 1945
 - b. N2: motores del año 1975
 - c. N3: motores del año 2005
 - d. N4: motores con valores futuros esperados

Obsérvese cómo los motores del nivel N1 no tienen ni refrigeración de turbina ni sangrado dado su limitación tecnológica.

2. **(Naranja):** Agrupación de *checkboxes* que permiten elegir entre las diferentes salidas que se tendrán tras el procesado en el siguiente menú. El usuario podrá elegir:
 - a. Mapa motor: es la salida más importante, pues permite tener una idea de un solo vistazo de la evolución del TSFC frente al E_e para valores constantes del grado de calentamiento θ y π_c .
 - b. E_e frente a π_c para varias temperaturas fin de combustión, y parametrizadas según tres números de Mach diferentes.
 - c. TSFC frente a π_c para varias temperaturas fin de combustión, y parametrizadas según tres números de Mach diferentes.
 - d. Rendimientos propulsivo, motor y global en función de la relación de compresión, para tres números de Mach diferentes.
3. **(Amarillo):** Rueda selectora para fijar el número de iteraciones con el que se calculan las cuatro salidas antes mencionadas. El mínimo de iteraciones es 5; el máximo, 20. Aumentar las iteraciones supone aumentar el número de relaciones de compresión π_c y grados de calentamiento θ con las que se calcula el ciclo. A modo de ejemplo, 7 iteraciones calcularían un mapa motor para 7 valores distintos de θ y π_c , resultando en 7 empujes y consumos específicos diferentes.
4. **(Verde):** Botón de modificar parámetros gráfica. Este botón permite introducir por teclado los diferentes valores que forman el rango de variación tanto del grado de calentamiento como de los números de Mach que se utilizan para calcular las salidas. Al pulsarlo se desplegará la siguiente ventana:

Ilustración 3-11: menú pantalla I. Ventana emergente para cambiar los parámetros de las gráficas

El programa está preparado para que las temperaturas sean estrictamente menores que la siguiente, esto es: $Temperatura\ 1 < Temperatura\ 2 < Temperatura\ 3$. De esta forma se restringe al usuario de introducir temperaturas que no sean coherentes y que podrían dar o bien errores o directamente producir salidas sin sentido físico. En cuanto al número de Mach el mínimo por defecto es 0.1 y el máximo 1.5. No podrán introducirse valores menores al mínimo ni mayores al máximo para acotar el problema y evitar posibles anomalías, ya que algunos de los motores predefinidos no tienen capacidad para volar a velocidades de vuelo tales que $M_0 > 1.5$. Con el botón *OK* el usuario puede cerrar la ventana y volver al menú de configuración.

5. **(Cian):** Botón de calcular. Una vez fijados todos los parámetros tecnológicos del motor, las condiciones de vuelo y las salidas que se quieren analizar, el botón permite calcular el ciclo en los diferentes puntos según el rango de variación seleccionado. Más adelante se detallará el funcionamiento interno de dicho botón en el código de la interfaz gráfica de *App Designer*.
6. **(Rosa):** Nivel tecnológico de motor. Es una agrupación de botones con los que el usuario puede elegir entre los niveles comentados antes. Existe además una opción adicional, PE, con la que el usuario puede configurar libremente los parámetros del motor.
7. **(Azul):** Personalización de parámetro tecnológicos. Este botón funciona junto con el botón de PE antes comentado. Cuando se selecciona PE, se activa el botón de personalización para desplegar el menú pantalla II y elegir todos los parámetros de las diferentes etapas del motor, tal y como se muestra en la figura 3-10.

Ilustración 3-12: menú pantalla II. Ventana de personalización de los parámetros del motor

Como se puede observar, la pantalla está dividida por etapas. Aparecen diferentes casillas editables en las que el usuario puede modificar los valores por defecto. Obsérvese cómo en el compresor solo aparece la opción de cambiar la π_c y la e_{p_c} del primero (que corresponde al de alta), ya que se recuerda que el programa analiza el motor con un eje único (ídem con la turbina).

Es posible igualmente introducir un valor del gasto de sangrado, así como de las temperaturas fin de combustión y fin de combustión máxima, y lo mismo para postcombustor.

Para la tobera se da la opción de entrar con la caída de presión de remanso.

Una vez editados todos los parámetros el usuario puede volver al menú de configuración con el botón *Menú Principal* una vez haya guardado los valores pulsando el botón *Guardar*.

8. **(Azul):** Personalización del fluido. Pulsando este botón se abre una nueva ventana con la que el usuario puede elegir la composición en masa del aire que entra al motor en la toma dinámica, tal y como se observa en la figura 3-11.

Ilustración 3-13: menú pantalla I. Personalización del fluido

9. **(Gris):** Parámetros tecnológicos seleccionados. Es una tabla interactiva en la que se actualizan los parámetros y condiciones que el usuario va seleccionando a través de los diferentes componentes del menú.
10. **(Negro):** Botón de selección del punto de diseño y análisis de sensibilidad. Este botón se activa cuando el programa ya ha calculado las salidas seleccionadas previamente, y da paso a la siguiente pantalla de postprocesado: la pantalla de menú III

3.3.4 Menú de postprocesado: pantalla III

Este segundo menú se encarga de ayudar al usuario de manera interactiva a tratar y entender los diferentes resultados que ha elegido calcular en el menú anterior. Bajo este menú la interfaz lleva programadas varias funciones de postprocesado que permiten manejar las salidas y hacer un display de ellas.

Adicionalmente, se permite al usuario elegir un punto de diseño y analizar la sensibilidad de este frente a variaciones de otros parámetros. Posteriormente se entrará en estos módulos con mayor precisión.

Cuando el programa ya ha calculado las salidas seleccionadas, se habilita el botón de *selección del punto de diseño y análisis de sensibilidad* con el que el usuario puede pasar a la siguiente pantalla del programa, que tiene la siguiente apariencia:

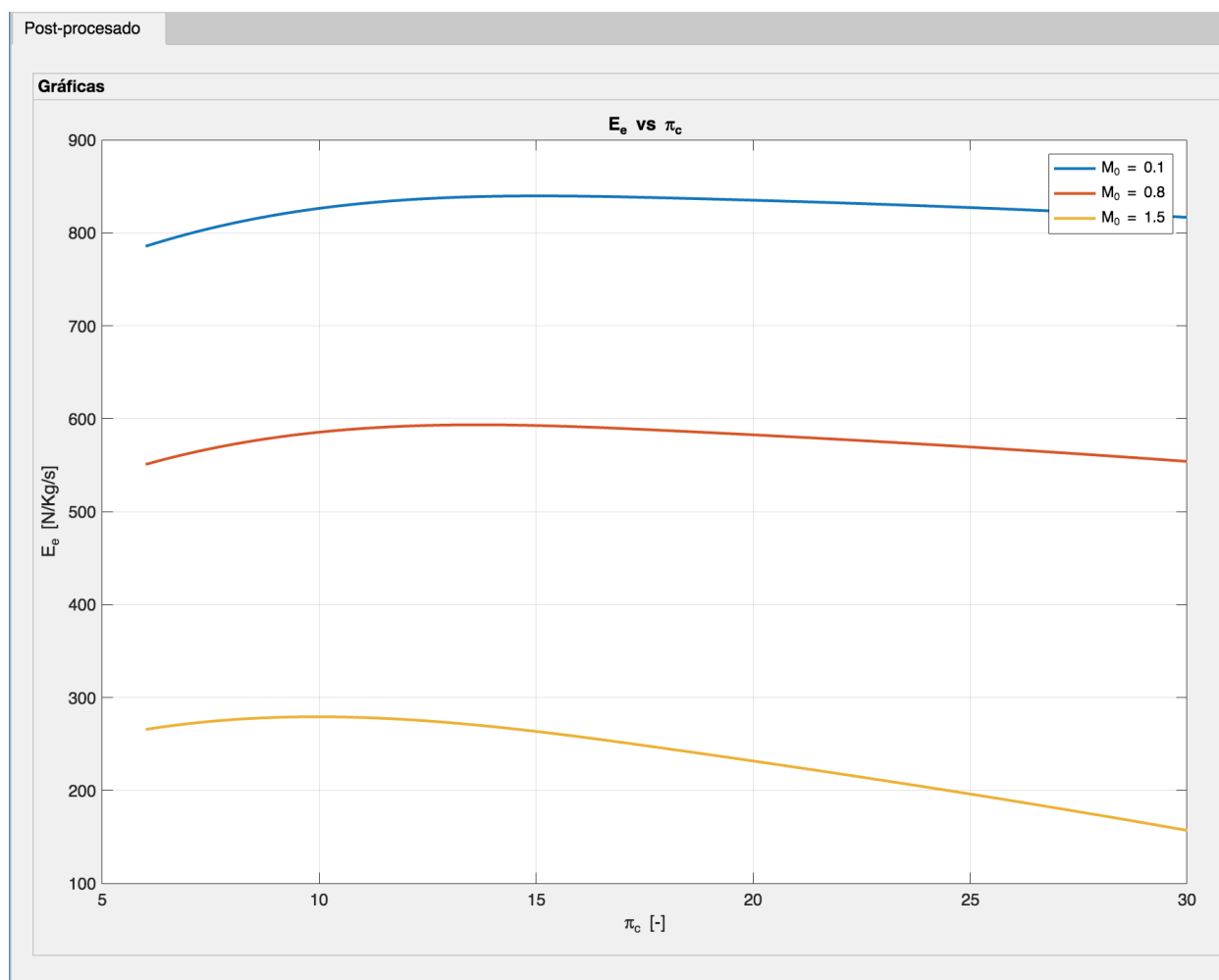


Ilustración 3-14: menú pantalla III (a)

En primer lugar, nos encontramos a la izquierda de la pantalla con una gráfica cuadrículada y unos ejes aleatorios X e Y. Sobre esta gráfica se representarán todas las salidas que se hayan seleccionado y calculado previamente, en cuyo caso para poder elegir qué salida representar se emplearán los diferentes botones que se explicarán a continuación. Una vez que se pulsa el botón para representar una gráfica, las etiquetas de los ejes y el título cambian según las magnitudes correspondientes, así como el escalado de los ejes, que también es automático.

A continuación, se detalla la parte derecha de la pantalla, cuyos componentes visuales pueden verse en la figura 3-14.

Opciones de selección de punto de diseño

Mapa motor TSFC **Temperatura 1**

Empuje específico **Temperatura 1** Rendimientos **Rendimiento**

Selección punto de diseño

E_e [KN/Kg/s] **500** Relación de compresión **0**

TSFC [Kg/KN/h] **200** Temperatura salida CC **0**

Empuje diseño **70** KN

Esquema motor **Interpolar** **Guardar punto de diseño** **Aeronaves de referencia**

Opciones de análisis de sensibilidad

Análisis de sensibilidad paramétrico

☒ Relación de compresión ☐ Temperatura máxima CC ☐ Mach de vuelo ☐ Altitud de vuelo ☐ Análisis completo

Mostrar región de sensibilidad

Guardar diseño

Menú principal **Selección turbomáquina**

Ilustración 3-15: menú pantalla III (b)

1. **(Rojo):** Opciones de selección del punto de diseño. Es un panel en el que hay un botón y tres desplegables para elegir qué salida representar en la gráfica. Corresponden a las cuatro salidas que ya se comentaron en el menú principal (ver sección 3.3.2), con sus diferentes temperaturas y números de Mach correspondientes.
2. **(Naranja):** Selección del punto de diseño. Una vez que el usuario pulsa el botón *mapa motor*, puede moverse por este sin más que hacer clic en las flechas de las etiquetas de E_e y $TSFC$, o también puede escribir el valor directamente en la propia casilla. Un cursor se moverá al punto elegido para que el usuario pueda visualizarlo y saber dónde se encuentra. A medida que va cambiando el punto de diseño, el programa interpola sobre el mapa en tiempo real los valores del grado de calentamiento y la

relación de compresión que corresponden a dicho punto, mostrando los valores sobre las casillas que aparecen a la derecha de E_e y $TSFC$. Por último, el usuario puede elegir el empuje que desee que dé su motor en el punto de diseño sin más que escribir el valor en la casilla de *Empuje diseño*.

3. **(Cian):** Aeronaves de referencia. Es un botón que al pulsarlo despliega una ventana emergente con una tabla en la que se han incluidos los motores que llevan instalados algunos de los cazas de combate más conocidos históricamente, como se puede ver en la figura 3-15.

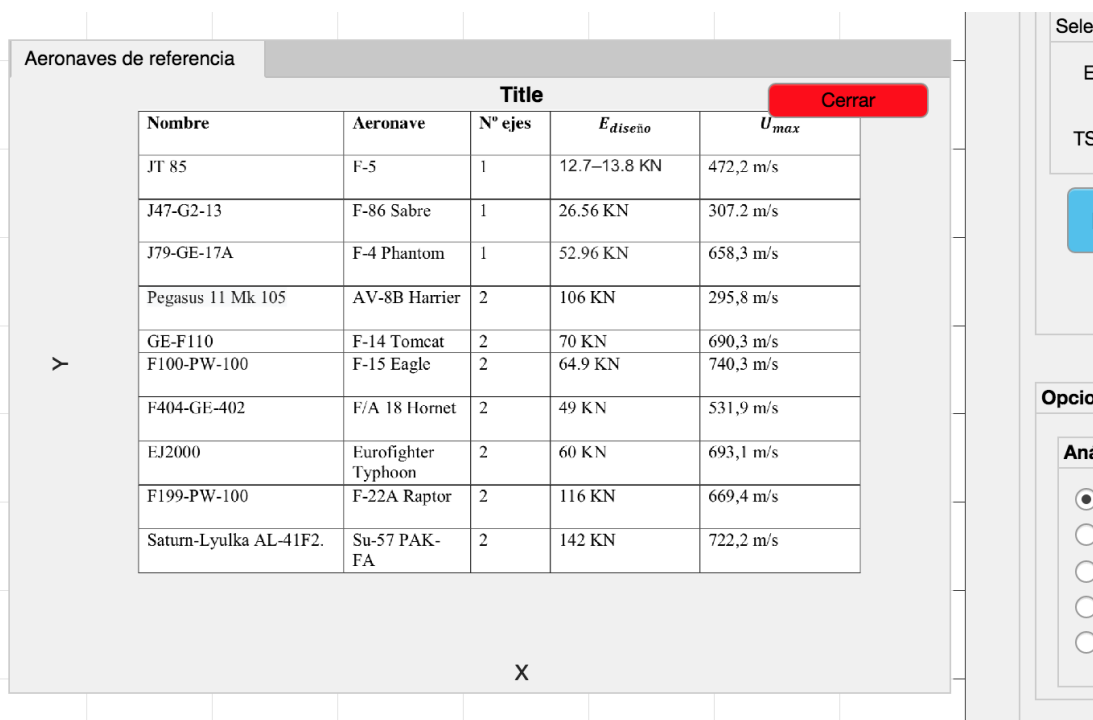


Ilustración 3-16: menú pantalla III. Ventana con las aeronaves de referencia

Con estas aeronaves el usuario puede visualizar el empuje que dan y escribirlo en la casilla de *Empuje diseño*. Al mismo tiempo podrá asociar empuje y velocidad de vuelo máxima al avión, con lo que según si sea más o menos moderno tendrá una idea del tipo de motor que quiere diseñar, ya que se han elegido 10 aeronaves que se distribuyen entre los cuatro niveles tecnológicos.

Una vez que el usuario haya elegido el empuje y velocidad de vuelo podrá cerrar la ventana pulsando el botón *Cerrar*.

4. **(Amarillo):** Esquema motor. Este botón permite desplegar otra ventana en la que aparece un esquema de un motor turboreactor estándar. En él pueden verse, según la figura 3-17, las diferentes etapas del motor numeradas según el ciclo termodinámico. Así, el usuario puede visualizar mejor las temperaturas que se representan en las diferentes salidas o los grados de calentamiento que aparecen en el mapa motor.

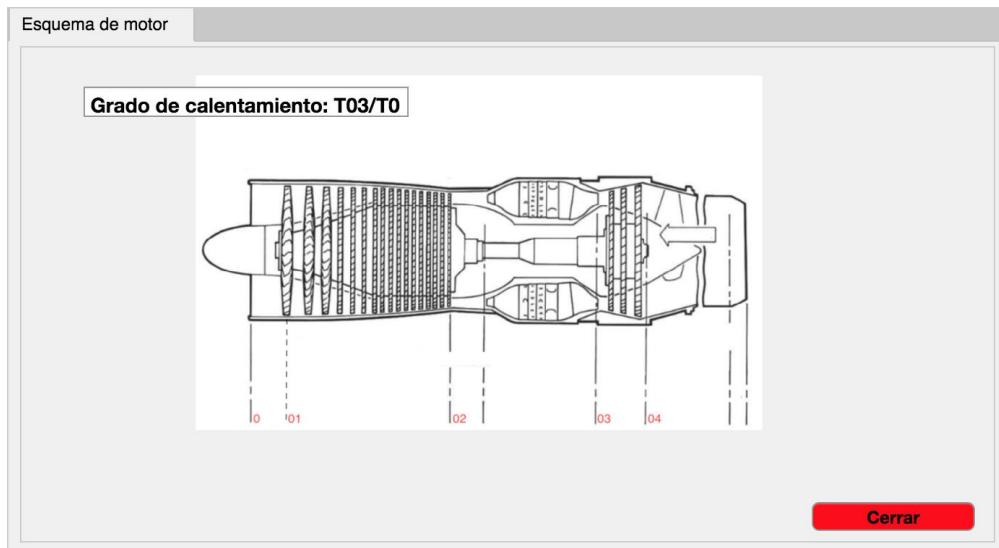


Ilustración 3-17: pantalla menú III. Ventana de esquema de turborreactor

5. **(Verde):** Interpolar y Guardar punto de diseño. Son los dos botones restantes del panel de *opciones de punto de diseño* con los que el usuario fija dicho punto. En primer lugar debe pulsar el botón de *Interpolar* para que pueda activarse el de *Guardar punto de diseño*.
6. **(Azul):** Opciones de análisis de sensibilidad. El usuario tiene la posibilidad de realizar un análisis de cómo variraría el punto de diseño si variara una de las variables que se proponen. Para ello, tiene a su disposición un grupo de botones con los que puede elegir de entre las siguientes variables:
 - a. Relación de compresión. Variación de E_e y $TSFC$ con π_c
 - b. Temperatura máxima de cámara de combustión. Variación de E_e y $TSFC$ con T_{03} .
 - c. Mach de vuelo. Variación de E_e y $TSFC$ con M_0 .
 - d. Altitud de vuelo. Variación de E_e y $TSFC$ con z_0 .
 - e. Análisis completo. Variación de E_e y $TSFC$ respecto a todas las variables antes mencionadas.

Finalmente el usuario podrá pulsar el botón de *Mostrar región de sensibilidad* y automáticamente se calcularán las variaciones de E_e y $TSFC$ respecto a los parámetros seleccionados, mostrándose sobre el mapa motor junto con el punto de diseño elegido.

7. **(Rosa):** Menú principal. Al pulsar este botón el usuario vuelve al menú pantalla anterior si desea modificar algún otro parámetro o calcular salidas distintas.
8. **(Morado):** Selección turbomáquina. Mediante este botón el usuario pasaría al siguiente menú pantalla del bloque 2, en el que con el punto de diseño ya fijo, procedería a elegir y diseñar las turbomáquinas del motor que operarán en dicho punto.

3.3.5 Programación de la interfaz

3.3.5.1 Menú pantalla I y II

A continuación se explicará cómo están programadas las diferentes funciones que son llamadas ante el evento de una interacción del usuario con los componentes de la herramienta. No se va a entrar en detalle en el código de la interfaz, sino que se hará un breve análisis de las variables generales y las funciones empleadas.

En primer lugar, cuando el usuario inicia el programa y se encuentra con el menú pantalla I, lo primero que puede hacer es seleccionar el nivel tecnológico de motor. Cuando selecciona un botón, se asigna un *callback* a

la función:

```
Function NiveltecnolgicodemotorButtonGroupSelectionChanged(app, event)
```

Esta función solo actualiza la tabla de parámetros con el nivel seleccionado, que inicialmente está vacía, y al mismo tiempo guarda en una variable el nivel seleccionado.

Si decide seleccionar el botón de PE, un *callback* activará el botón de *Personalización de parámetros tecnológicos* para que pueda pulsarlo, en cuyo caso un segundo *callback* abrirá la ventana de personalización. Todos los valores que vaya introduciendo el usuario son guardados en variables globales cuando el usuario pulse el botón de *Guardar Parámetros Tecnológicos*.

Si el usuario desea modificar la composición del fluido solo tiene que pulsar el botón correspondiente, un *callback* abrirá la ventana y así podrá editar las casillas. Cuando pulsa el botón *Guardar composición* se graban los valores en unas variables globales.

En cuanto al menú de *Condiciones de vuelo, refrigeración y ejes*, el usuario edita directamente las casillas y, al pulsar el botón *Guardar parámetros escogidos* los valores se graban en sus correspondientes variables globales.

Para las salidas, el usuario puede escoger cuál de ellas mostrar por pantalla en el postprocesado de la herramienta. Cuando elige una al marcar la checkbox correspondiente, se activan callbacks que llaman a las funciones:

```
function MAPAMOTORCheckBoxValueChanged(app, event)
function EjeDropDownValueChanged(app, event)
function TSFCKgKNhSpinnerValueChanging(app, event)
function RendimientosDropDownValueChanged(app, event)
```

Estas funciones guardan en cuatro variables globales un 0 o un 1, según si los checkbox han sido marcados o no.

El selector de iteraciones asocia la posición elegida con el valor de iteraciones correspondiente, y lo guarda una variable global. Esto es posible gracias al *callback* que llama a la función:

```
function NmerodeiteracionesKnobValueChanged(app, event)
```

De igual manera es posible abrir la ventana emergente de *Modificar parámetros gráfica* cuando, al pulsar el botón, un *callback* asignado llama a la función:

```
function ModificarparmetrosgrficaButtonPushed(app, event)
```

Esta función no solo deja visible la ventana, sino que también activa y desactiva otros botones para que el usuario no realice acciones que puedan llevar al programa a error.

A continuación el usuario estaría ya en condiciones de guardar todos los parámetros y condiciones elegidas para proceder al cálculo de las salidas. En primer lugar tendría que pulsar el botón *Guardar parámetros escogidos*. El botón activa un *callback* asociado a la función:

```
function GuardarparmetrosescogidosButtonPushed(app, event)
```

La función permite desarrollar una serie de comprobaciones asociadas a los parámetros seleccionados. Entre otras comprueba que el Mach y la altitud no pasen de unos ciertos límites para los cuales los cálculos

arrojarían errores o simplemente no convergerían. Por último todos los parámetros se actualizan en la tabla de *Parámetros tecnológicos*.

Una vez ha guardado los parámetros el usuario ya puede proceder con el cálculo. Al pulsar el botón *Calcular* se activa un *callback* asociado a la función `function CalcularButtonPushed(app, event)`.

Se trata de una de las funciones más complejas de la interfaz ya que utiliza todas las variables que se han ido creando mientras el usuario introducía y guardaba valores, y es la primera que llama a su vez a las funciones programadas en MATLAB que se analizaron en la sección 3.2.1.

En primer lugar la función desactiva algunos botones y selectores para que el usuario no modifique el programa durante el cálculo.

A continuación, inicia una serie de comprobaciones mediante condiciones *if else* para discriminar todas las opciones que el usuario ha elegido para el motor. Primero distingue el nivel tecnológico seleccionado y después si hay o no refrigeración en turbina. Cuando ha capturado la condición correcta ejecuta los *statements* correspondientes. Es aquí cuando la función llama a la función de MATLAB:

```
function [outputs] = salidas(parámetros,condiciones)
```

Esta función contiene además de los parámetros y condiciones, las variables asociadas a las salidas seleccionadas en los checkboxes antes de mencionados. Como se recuerda, si la salida está seleccionada la variable vale 1 y 0 en caso contrario.

Cuando entra a la función `[outputs] = salidas(parámetros,condiciones)` se realizan una serie de acciones, las más importantes se recogen a continuación:

- La función recibe el valor de la cota de vuelo, por lo que acto seguido calcula mediante la Atmósfera ISA los valores de T_0 y P_0 .
- A continuación distingue en cuatro casos las salidas distintas que el usuario haya elegido. Si hay una salida que no ha seleccionado no entra en la condición correspondiente para evitar calcularla. Cuando entra en los *statements* de una salida, lo primero que se hace es crear los vectores con los componentes que formarán el rango de variación de las magnitudes a representar. Por ejemplo, en el caso del mapa motor establece el vector de variación de θ con los valores máximos y mínimos que el usuario haya escogido previamente.
- En tercer lugar se llama a la función de MATLAB:

```
[outputs] = CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES(inputs)
```

Esta función, analizada en la sección 3.2.1, recibe todos los parámetros y condiciones seleccionadas, calcula las variables de salida correspondientes y, según la salida elegida, se guardan en unas matrices que saldrán como *outputs* a la interfaz gráfica. Se comprueba cómo *salidas* hace las veces de puente de unión entre las funciones de MATLAB ya programadas y la propia interfaz gráfica.

3.3.5.2 Menú pantalla III

Cuando el cálculo de las variables de salida ha terminado, otro *callback* activa el botón de *Selección de punto de diseño y análisis de sensibilidad*, permitiendo así pasar a la siguiente pantalla.

A continuación el usuario podrá elegir mostrar una salida en la gráfica según si la ha seleccionado previamente en el menú anterior. Así como ejemplo, si en los checkboxes solo seleccionó calcular E_e frente a π_c para varias temperaturas y números de Mach, en el menú siguiente solo tendrá el botón activo de dicha salida para poder representarla. Esto se ha conseguido declarando como globales las variables asignadas a los checkboxes

y utilizando condiciones *if else*.

En cuanto al panel para visualizar y cambiar el punto de diseño, los dos *spinners* de E_e y $TSFC$ llevan asignados cada uno un *callback* que llama a las siguientes funciones:

```
function E_eKNKgSpinnerValueChanging(app, event)
function TSFCkgKNhSpinnerValueChanging(app, event)
```

Cada una de ellas utiliza el comando de MATLAB *stem* gracias al cual fija sobre la gráfica representada los valores de E_e y $TSFC$ seleccionados en los *spinners*. De esta manera, cada vez que el usuario introduce un valor por teclado y pulsa la tecla *Enter* o bien pulsa las flechas de los *spinners*, los valores en la casilla se actualizan a la vez que el punto se mueve de forma dinámica sobre la gráfica.

Por otra parte, se ha comentado previamente que al mismo tiempo que el punto de diseño va cambiando, se interpola internamente sobre el mapa motor para devolver por pantalla los valores de θ y π_c a los que corresponde el punto seleccionado.

Esto es posible gracias a otra función de MATLAB que está ligada íntimamente a la interfaz:

```
Function [pi_d, theta_d, exitflag] =
interpolacion(E_ed, TSFC_d, salida1_a, salida1_b, n_iter, T_0, T03_1, T03_3);
```

Esta función, como puede observarse, recibe como *inputs* los valores de E_e y $TSFC$ en el punto de diseño, las matrices donde se guardan los diferentes valores de E_e y $TSFC$ para construir el mapa motor, el número de iteraciones con las que se ha calculado éste, y por último el rango de temperaturas fin de combustión para poder barrer en θ .

Al mismo tiempo, devuelve como es lógico tanto la θ como π_c interpolados en el punto de diseño.

La función *interpolación* recibe todos los parámetros necesarios para realizar una interpolación con dos variables. En efecto, cuando se llama a esta función, se ejecuta el comando de MATLAB *interp2*, que permite interpolar dentro de una región formada por dos matrices (*salida1_a*, *salida1_b*) el valor en el punto indicado.

A pesar de que tal y como se presenta la función, parece evidente que *interp2* se usaría directamente alimentándolo con unos valores de θ y π_c para que devolviera interpolados un E_e y $TSFC$. Sin embargo, se recuerda que el usuario está interesado en obtener justamente lo contrario, los valores de θ y π_c en el punto de diseño (que viene dado su E_e y $TSFC$). De modo que el proceso de interpolación no se puede hacer directamente, sino que es preciso escribir la función como una ecuación y resolverla para obtener θ y π_c .

Para ello, dentro de la propia función *interpolación* se llama a la función:

```
function F = ecuacionesinterp(z)
```

Esta permite escribir un sistema de dos ecuaciones con dos incógnitas (θ , π_c), que una vez resuelto devuelve las variables interpoladas a *interpolacion*, y a esta a su vez los devuelve a la interfaz para que se muestren por pantalla.

$$F(1) = E_{ed1} - \text{interp2}(Y_{dom}, X_{dom}, \text{salida1}_a, \theta_d, \pi_d);$$

$$F(2) = TSFC_{d1} - \text{interp2}(Y_{dom}, X_{dom}, \text{salida1}_b, \theta_d, \pi_d);$$

En este último sistema Y_{dom} , X_{dom} son los vectores de θ y π_c que dan en cada punto de diseño un valor de E_{ed1} y $TSFC_{d1}$.

Por último, los cálculos de la región de sensibilidad se realizan una vez se ha elegido y guardado el punto de diseño. Cuando el usuario pulsa el botón *Mostrar región de sensibilidad*, el *callback* asociado llama a la

siguiente función:

```
function [S,X,Y] = sensibilidad(parametros,condiciones)
```

Se trata de una función que, recibiendo todos los parámetros tecnológicos y condiciones de vuelo que el usuario había elegido en el menú pantalla I, vuelve a calcular el ciclo termodinámico pero variando ligeramente una de las variables respecto de la cual se quiere hacer el estudio de la sensibilidad (Mach, altitud, relación de compresión, temperatura máxima de CC).

Para ello primero se recibe del grupo de botones *Análisis de sensibilidad paramétrico* la opción que el usuario prefiera. Luego, se guarda en una variable que entra a la función *sensibilidad*. Una vez dentro se recalcula la variable con la que se hará la nueva simulación. Esta variación puede tomarse como un -5%, -2.5%, 2.5% o 5% del punto de diseño seleccionado.

A continuación vuelve a llamarse a la función:

```
[outputs] = CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES(inputs)
```

Esta función como ya se ha comentado permite calcular el nuevo ciclo, pero ahora con una variación del parámetro seleccionado.

3.4 Comprobación del modelo

3.4.1 Análisis general del mapa motor

Una vez que se han introducido tanto las ecuaciones como la programación de la herramienta a nivel de código e interfaz, el lector está en condiciones de entender un análisis de los posibles resultados que podría obtener al utilizar la aplicación en este primer bloque.

En primer lugar, se elegirá un motor de nivel 4 cuyos parámetros son valores futuros esperados. Se han elegido las siguientes condiciones de diseño:

- $z_0 = 45 \times 10^3 ft$
- $M_0 = 0.5$

Se recomienda acudir al manual de usuario incluido en el Anexo donde se explica paso a paso cómo obtener dicho mapa. Si se calcula el mapa motor, se obtiene el resultado que muestra la figura 3-18.

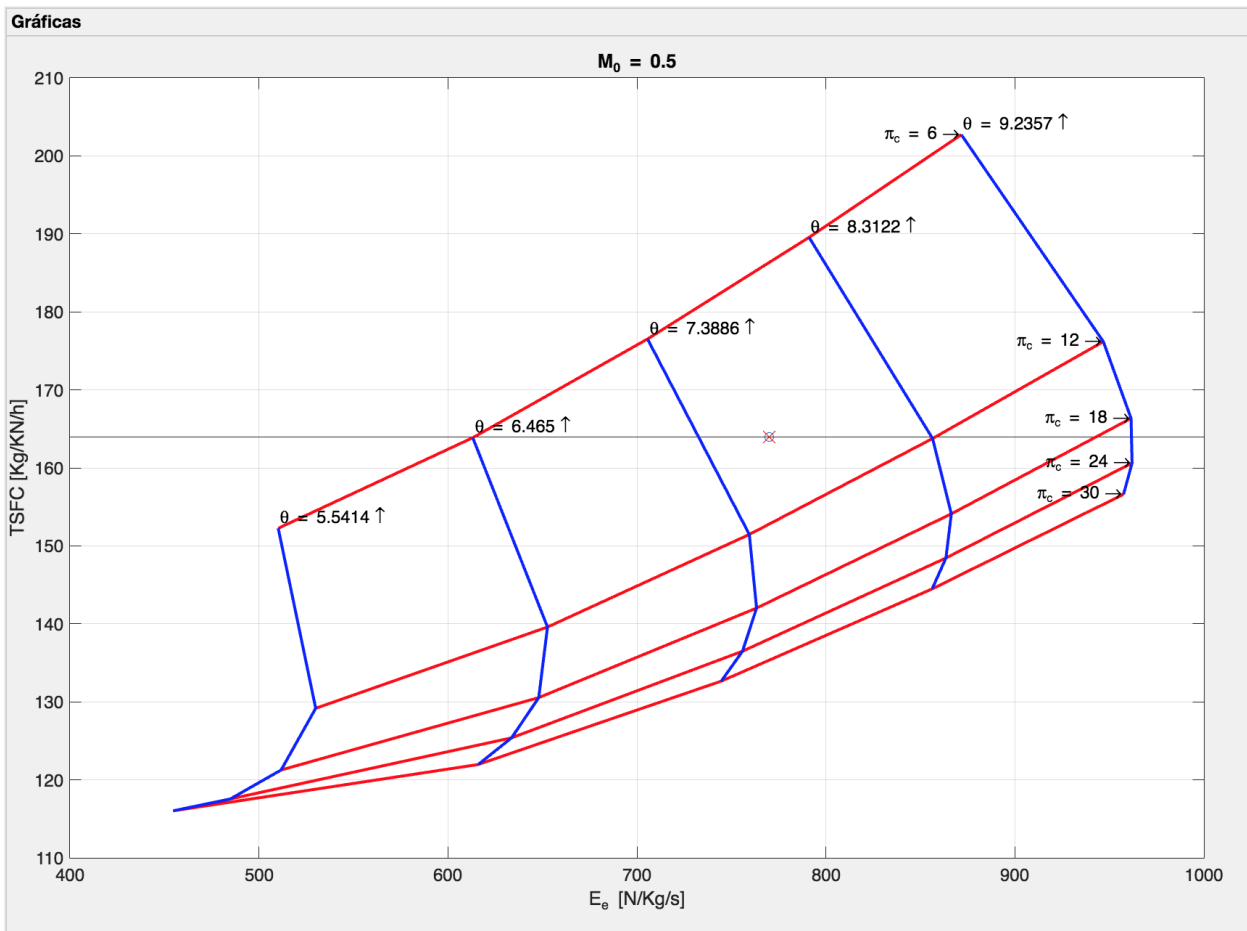


Ilustración 3-18: mapa motor nivel N4

Todos los mapas de un motor tienen una forma similar al que aparece en la figura 3-18. En rojo aparecen líneas de relación de compresión π_c constantes, y en azul líneas de grado de calentamiento θ constantes.

Para un mismo θ la relación de compresión aumenta hacia abajo, disminuyendo el consumo específico. Al aumentar la presión en la cámara de combustión, esta aumenta el rendimiento y reduce la cantidad de combustible que tiene que inyectar, disminuyendo el consumo.

Para una misma π_c el grado de calentamiento aumenta hacia la derecha, incrementando el empuje específico y TSFC. Al subir la presión en la cámara se produce una combustión más energética, con lo que el salto entálpico disponible a la salida es mayor, lo que se traduce en un mayor empuje en la tobera para un mismo gasto de aire, aumentando así E_e .

Junto con la evolución de las líneas de θ y π_c constantes existe una evolución del coste, vida y peso del motor. En efecto, conforme aumenta el grado de calentamiento hacia la derecha, llega un punto en el que es necesario refrigerar los álabes de turbina debido al aumento de la temperatura a la entrada de esta, y de igual manera, si aumenta mucho π_c se llega a un punto en el que hay que diseñar el motor con más de un eje para acoplar varios compresores que den la relación de compresión requerida.

De esta manera, aumentar θ hacia la derecha en el mapa supone un aumento del coste del motor y una reducción de la vida de este debido a un mayor mantenimiento por el deterioro de la turbina. Aumentar π_c hacia abajo aumenta el peso y también el coste del motor, pues más peso implica mayor complejidad de diseño y fabricación.

Habiendo matizado la forma general del mapa motor y sus implicaciones a la hora de fijar el punto de diseño, uno puede distinguir claramente zonas en las que conviene colocar el punto según la finalidad del motor y el tipo de avión donde vaya a ser instalado. El vértice inferior izquierdo del mapa es un punto que no aporta beneficio alguno ya que las máquinas trabajan generalmente mal en esa zona; se trata de relaciones de compresión grandes con grados de calentamiento pequeños.

Para el vértice superior izquierdo, se tienen consumos grandes y empujes específicos pequeños. Es una solución de diseño interesante para un Business Jet, ya que, sin importar el consumo, el mantenimiento es barato y el peso del motor pequeño. En el vértice inferior derecho se tiene un conjunto de puntos de diseño que interesan para el desarrollo del motor de un avión subsónico de largo alcance, pues puede desarrollar un gran E_e con un consumo bajo, lo cual interesa a aviones de línea aérea para rentabilizar el precio del billete. Por último, se tiene el vértice superior derecho del mapa, en el que aparecen los puntos de diseño más importantes para el desarrollo de un motor turborreactor como los que analiza la herramienta. En efecto, son puntos de un gran E_e a pesar de tener también mucho consumo. Pero desde el punto de vista de operación de un avión de combate supersónico, el consumo no es tan importante; sí lo es el empuje para dotar a la aeronave de una gran capacidad de respuesta en maniobras de intercepción y evasión.

Como conclusión sobre el análisis del mapa general, es evidente que una zona recomendable para elegir el punto de diseño es aquella que tenga E_e relativamente altos.

3.4.2 Comparativa de resultados: mapa motor

Si introducimos las mismas condiciones de vuelo que se han utilizado para el mapa de nivel N4 con los niveles N3 y N2, se obtienen las siguientes tres figuras:

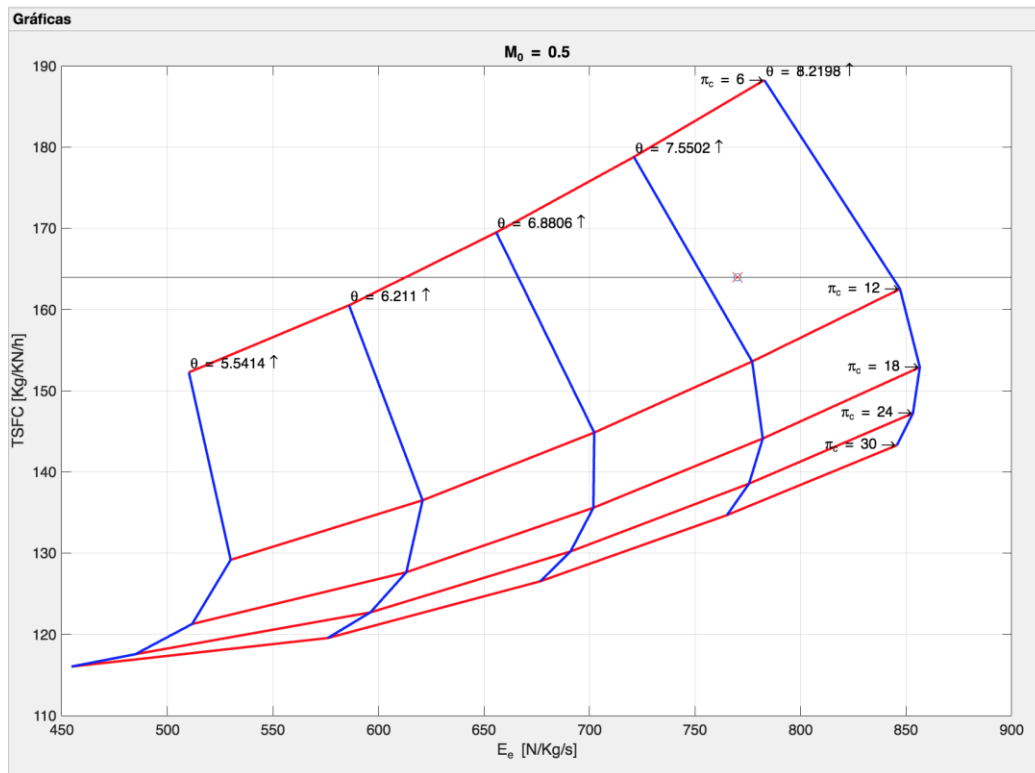


Ilustración 3-19: mapa motor nivel N3

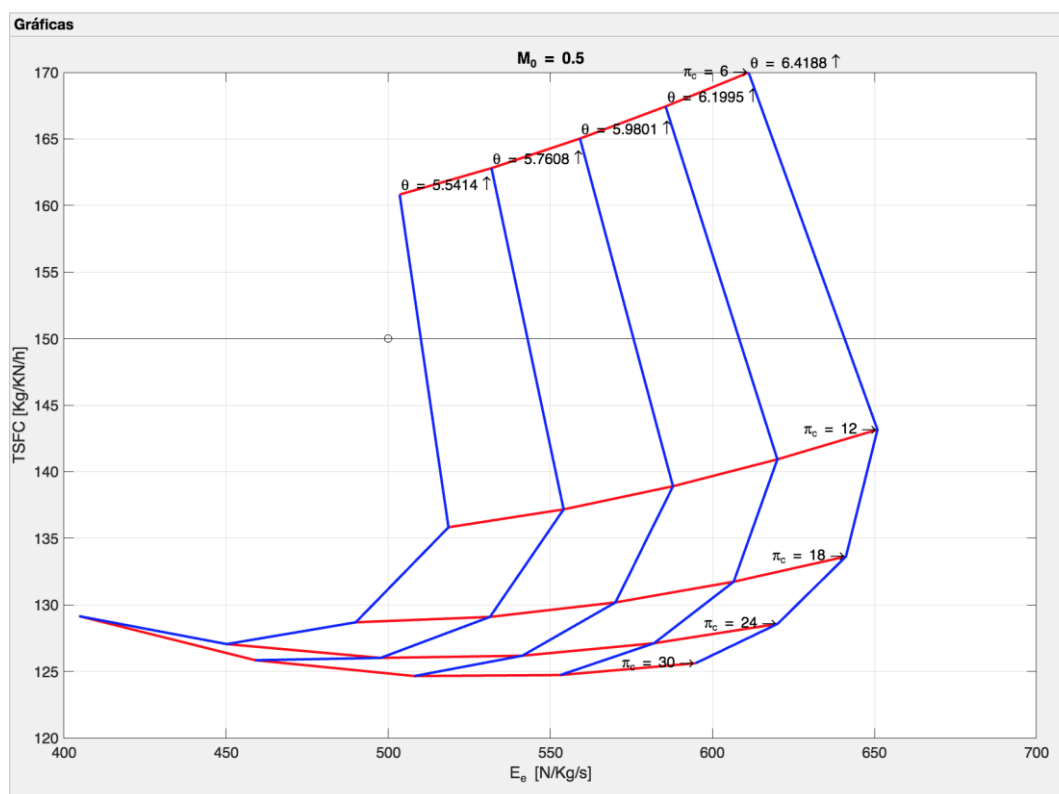


Ilustración 3-20: mapa motor nivel N2

Una de las particularidades que se observa comparando los cuatro mapas es que, para una misma altitud, cota de vuelo y rango de variación de π_c ($M_0 = 0.5, z_0 = 45 \times 10^3 ft, \pi_c = [6,30]$), los motores de mayor nivel tecnológico son capaces de operar en un mayor rango de grado de calentamiento. Además, la curva de θ_{max} da mayores empujes cuanto mayor es el nivel tecnológico, lo cual es evidente ya que la temperatura de entrada a turbina es mayor con lo cual también lo es el salto entálpico disponible en la misma.

Por otra parte, también se puede comprobar que las curvas de π_c constantes aumentan levemente su pendiente cuando aumenta el nivel tecnológico. Esto hace que la línea de máximos de E_e con θ cambie también su tendencia general, pues normalmente está en torno a la línea de $\pi_c = 18$ para N4 y N3, pero para N2 pasa a estar cerca de $\pi_c = 12$. Nótese también cómo las curvas de θ constante se suavizan conforme aumenta el nivel tecnológico.

3.4.3 Comparativa de resultados: análisis de sensibilidad

Una vez matizado de forma descriptiva el mapa motor generado a partir de los parámetros y condiciones de vuelo, resulta muy ilustrativo proceder a comparar la sensibilidad de los diferentes niveles tecnológicos frente a la variación del punto de diseño respecto a las distintas variables que la herramienta ofrece. Para ello, se han generado tres mapas, uno para cada nivel tecnológico desde N2 a N4, para la misma altitud y número de Mach que los que se emplearon para generar los mismos mapas de la sección anterior.

Lógicamente, el punto de diseño de cada mapa es distinto, puesto que cada uno tiene diferente rango de variación del grado de calentamiento a pesar de que el rango de π_c es el mismo.

Haciendo un análisis completo, esto es, variando el punto de diseño respecto de todas las variables, se obtienen los siguientes resultados:

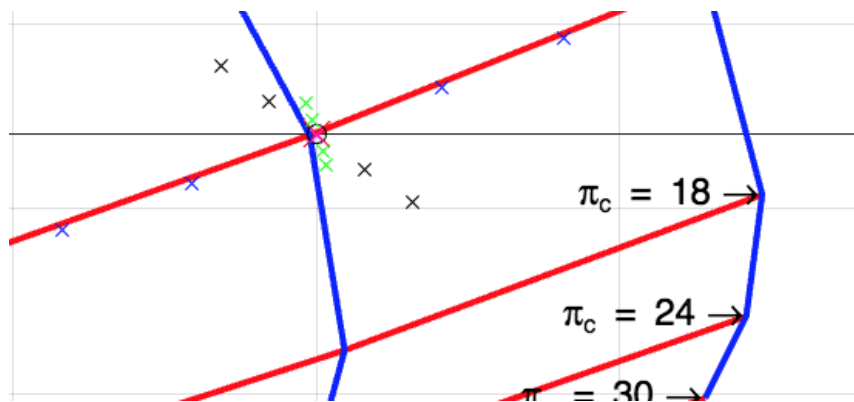


Ilustración 3-21: análisis de sensibilidad para motor N4

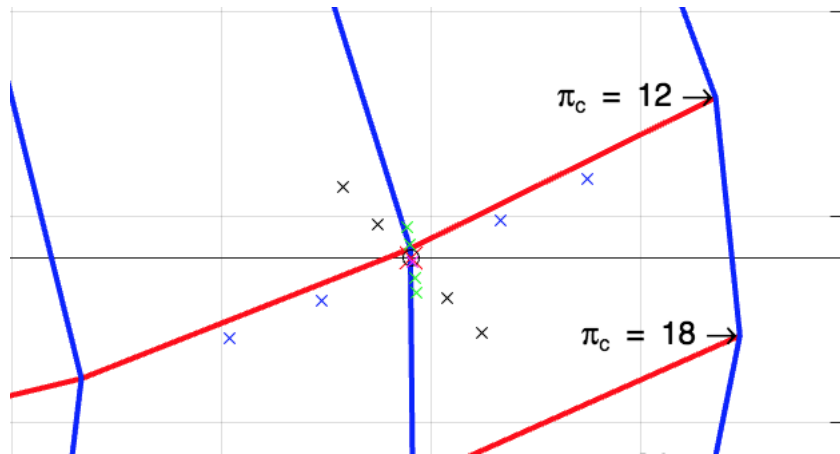


Ilustración 3-22: análisis de sensibilidad para motor N3

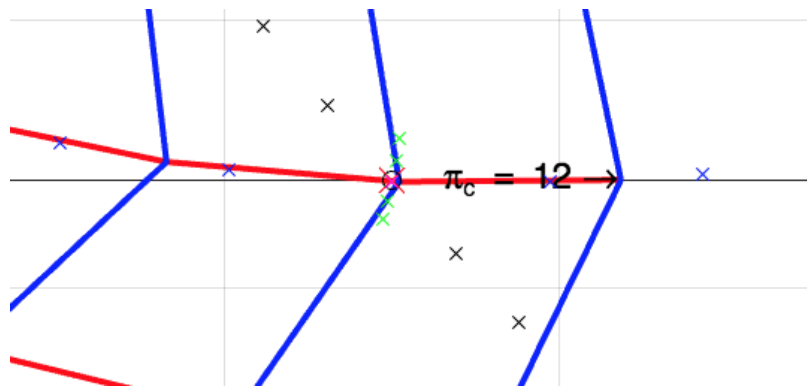


Ilustración 3-23: análisis de sensibilidad para motor N2

Código de colores:

- Temperatura máxima fin de combustión
- Relación de compresión
- Altitud de vuelo
- Mach de vuelo

Lo primero que se puede ver es que la disposición de los puntos de sensibilidad es parecida en todos los niveles tecnológicos. Es evidente que los puntos de variación con la temperatura fin de combustión se dispongan sobre una línea de π_c constante, pues el grado de calentamiento también lo hace así. Lo mismo ocurre con los puntos de variación respecto a π_c , pues la relación de compresión se mueve sobre líneas de θ constante. De forma general no se observa una gran diferencia en la tendencia de estos puntos con el nivel tecnológico.

En segundo lugar se observa que los puntos que más varían respecto al de diseño son los que cambian con la temperatura fin de combustión. El punto de diseño es por tanto más sensible a cambios en dicha temperatura en comparación con el resto de variables. Esto es así porque la temperatura de entrada a turbina determina directamente el salto entálpico disponible y por tanto el empuje específico del motor.

La segunda variable con la que muestra una fuerte dependencia, pero en menor medida que la T_{03} , es el Mach de vuelo. Una posible explicación es el hecho de que el Mach aparece por medio de la velocidad de vuelo en la ecuación del empuje, con lo que penaliza el empuje que desarrolla el motor, y por lo tanto también el empuje

específico.

A continuación está la relación de compresión. No muestra una fuerte dependencia con ella, y aun así una variación de la relación de compresión no afecta tanto al empuje como al consumo específico, pues se observa que la línea de variación tiene una tendencia vertical.

Por último queda la variación del punto de diseño frente a la altitud, que es la variable respecto de la cual el punto varía menos. La altitud se mueve en un rango muy amplio frente al resto de parámetros, y una variación de la cota de un 2.5 ó un 5% no produce un cambio apreciable en la densidad, que es el factor que realmente condiciona al empuje. Se necesitaría una variación mucho más grande para que la densidad cambiara hasta en un orden de magnitud y producir así un efecto importante en el empuje y consumo específicos.

4 BLOQUE II

En este segundo bloque tiene lugar el auténtico uso de la herramienta software TurboJetDesigner para el diseño de turborreactores. El motor hasta ahora tiene los parámetros y condiciones necesarios para que dé el empuje específico que se ha fijado en el punto de diseño, y además se ha intentado optimizar para maximizar dicho empuje.

No obstante, un avión tiene que ser propulsado no solo en el punto de diseño, sino en cualquier condición operativa: debe ser capaz de despegar, subir, realizar maniobras, descender y aterrizar, y todo eso a diferentes altitudes y temperaturas. Por desgracia, las turbomáquinas son sensibles a dicho punto de diseño, siendo incapaces de mantenerlo, por lo que si cambian las condiciones de entrada cambia dicho punto.

Hasta ahora, el grado de calentamiento y la relación de compresión se han impuesto; en este bloque será al revés: se adaptarán las máquinas y se posicionarán para que pueda obtenerse el mapa del motor en cualquier condición operativa. Este bloque hace las funciones de un simulador, en el que el piloto solo cambia la palanca de gases, y el motor responde a dicho input variando su funcionamiento, siempre en el contexto del régimen estacionario en el que se ha diseñado la herramienta.

Para la realización de esta segunda parte son necesarias las turbomáquinas. Para ello, el primer paso es partir de lo que se conoce como 'máquinas generalizadas'. Idealmente, uno debería disponer de una pléyade de turbomáquinas; poder acudir a un fabricante y elegir de entre todas las máquinas que ya están fabricadas cuál se adaptaría mejor al ciclo de su motor. Como no se puede (debido a las patentes y al secretismo de los fabricantes), se trabaja con unos mapas generalizados, supuestamente universales, y lo que se va a hacer es adaptar dichos mapas al punto de diseño.

4.1 Mapas generalizados

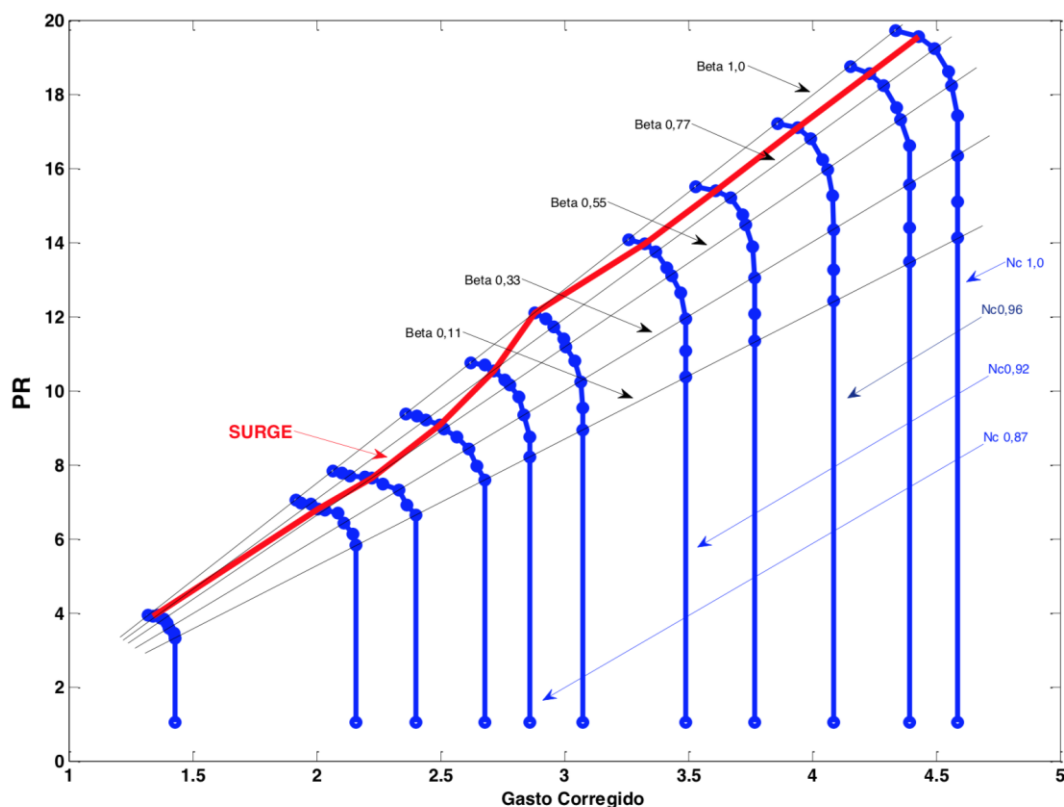


Ilustración 4-1: ejemplo de mapa de relación de compresión en compresor

Como se observa en la figura 4-1, un mapa generalizado típico de compresor representa relación de compresión frente a gasto corregido. Las líneas azules son líneas de velocidad de giro adimensionales constantes. Este mapa es el típico que se obtiene cuando se ensaya un compresor. Los puntos azules corresponden a los datos de ensayo. La línea roja es la línea de surge, luego los puntos a la izquierda de la misma no son posibles. Las líneas oblicuas negras son las líneas beta. Se trata de un artificio para poder definir biunívocamente en un mismo punto, tanto gasto corregido como relación de compresión, ya que cuando las líneas de velocidad de giro adimensionales se vuelven verticales, existen infinitos gastos corregidos para una misma relación de compresión.

Cada turbomáquina viene definida por dos mapas. Esto quiere decir que si un motor tiene compresor de alta, media y baja, cada uno quedará determinado por el que ya se ha analizado, y el de rendimientos, que aparece en la figura 4-2.

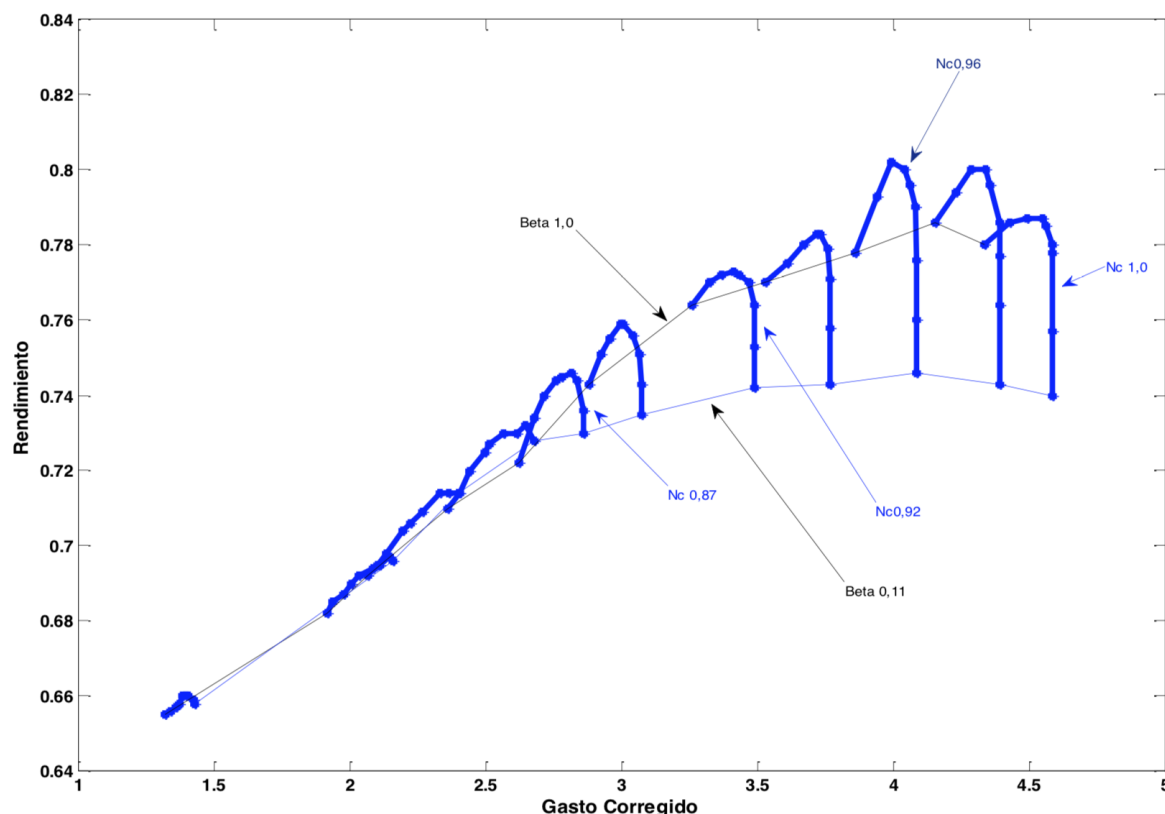


Ilustración 4-2: ejemplo de mapa de rendimientos de compresor

Para turbina, los mapas generalizados son análogos a los de compresor y se muestran en las figuras 4-3 y 4-4

Estas curvas se traducen en 3 tablas en las que aparecen: gasto corregido, relación de compresión (o expansión para turbina) y rendimientos en función de los valores de beta y velocidad de giro adimensional, cuya representación dará lugar a estos mapas. La labor de las funciones que han sido programadas para este bloque es la de entrar a dichas tablas e interpolar diferentes valores que permitirán calcular las prestaciones de las turbomáquinas en los diferentes puntos de operación.

Es resumen, si hasta ahora lo que se había hecho era elegir el punto de diseño según unas prestaciones del ciclo, ahora queda posicionar dicho punto de diseño de motor en el punto de diseño de las turbomáquinas. Para conseguirlo, lo que se hará es adaptar los mapas para que dicho punto caiga dentro. Se utilizan entonces unos factores de corrección, que son unos valores por los que se multiplican los números de las tablas para escalar dichos mapas.

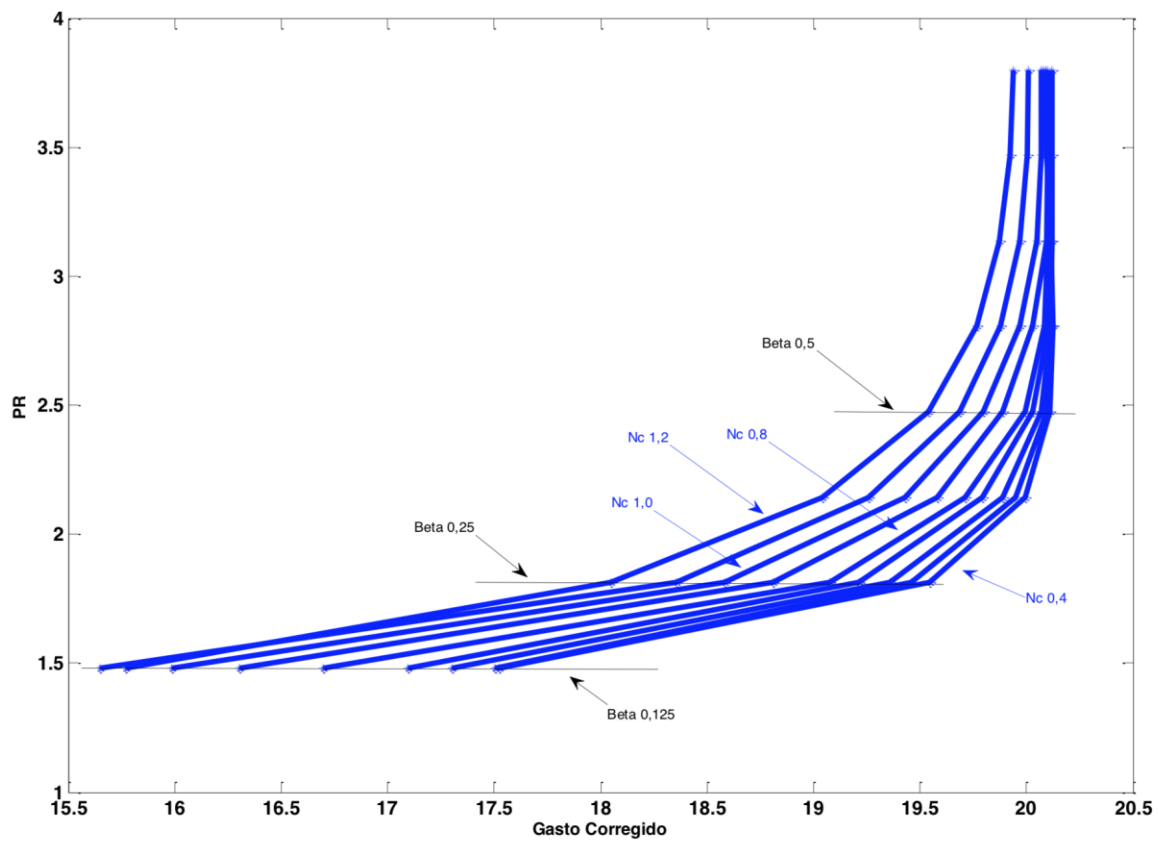


Ilustración 4-3: ejemplo de mapa de relación de expansión de turbina

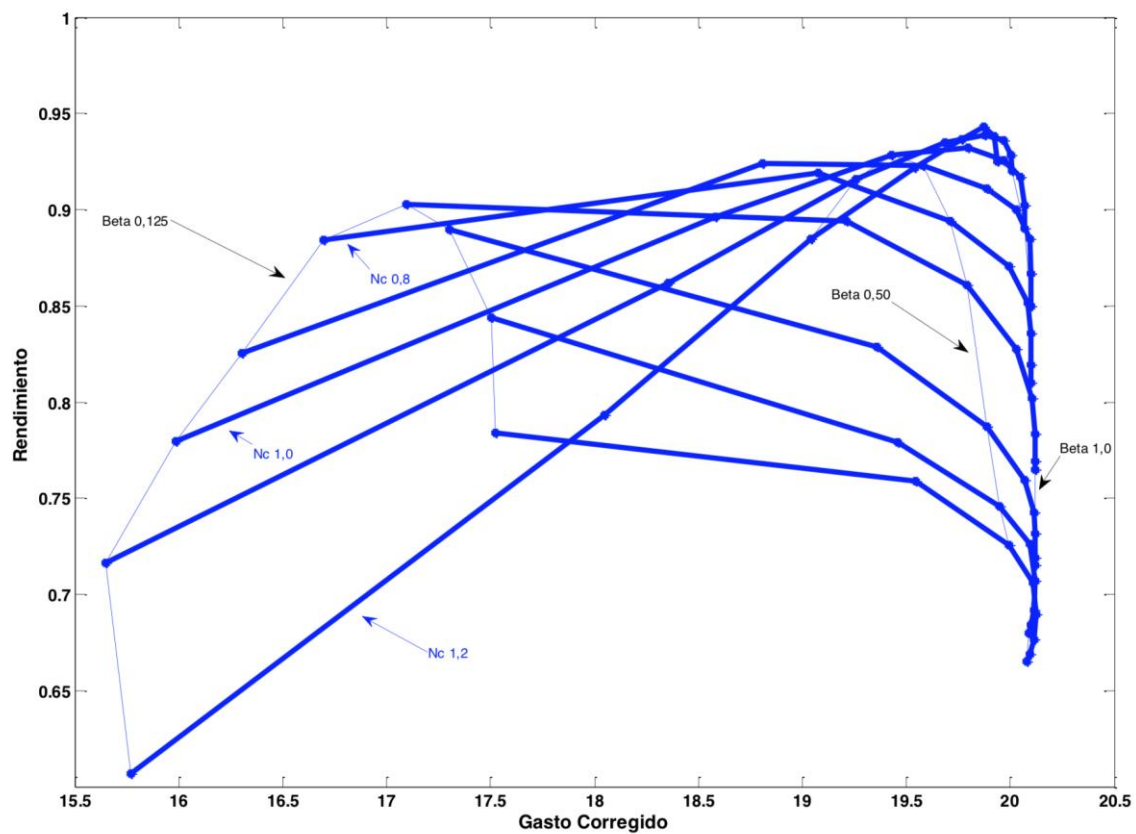


Ilustración 4-4: ejemplo de mapa de rendimientos de turbina

4.2 Criterios para la elección del punto de diseño de las turbomáquinas

Elegir los factores de escalado para dimensionar los mapas generalizados no es una tarea fácil; ahí radica la verdadera tarea del diseño no solo de un turborreactor sino de cualquier aerorreactor con compresor. Para el desarrollo de esta herramienta a nivel académico los criterios de diseño son limitados. Aun así, el diseñador dispone de las siguientes pautas.

- Zona de surge. Teniendo en cuenta que nuestro modelo es estacionario, uno puede intentar garantizar que el compresor nunca va a entrar en surge. Sin embargo, un motor real no opera en condiciones estacionarias (el motor envejece), por lo que ningún diseño de motor coloca el punto cerca de la línea de bombeo, sino que deja un margen de seguridad. Una regla típica utilizada para calcular dicho margen puede observarse en la figura 4-5, con la que se define línea de operación por encima de la cual no es posible operar.
- Una vez elegida dicha línea de operación, un punto que podría interesar al diseñador serían puntos cercanos a dicha línea con altas velocidades de giro, pues aprovechan mejor la máquina, y al mismo tiempo cercanos a la zona de máximo rendimiento. Por ello, para una mejor visualización, la herramienta es capaz de superponer las curvas de rendimiento constante sobre las de π , de modo que el usuario pueda fijar el punto de diseño sobre una misma gráfica buscando estos máximos (en el polo).

4.3 Ecuaciones internas

En primer lugar se definen los factores de escalado antes mencionados. Son tres, uno para cada magnitud física que representada en los mapas: gasto, pressure ratio y rendimiento.

$$\text{Factor de escalado de gasto corregido} = \frac{\dot{m}_{c\text{nuevo ciclo}}}{\dot{m}_{c\text{mapa generalizado}}}$$

$$\text{Factor de escalado de PR} = \frac{PR_{\text{nuevo}} - 1}{PR_{\text{generalizado}} - 1}$$

$$\text{Factor de escalado de rendimiento} = \frac{Rendimiento_{\text{nuevo}}}{Rendimiento_{\text{generalizado}}}$$

A continuación se muestran las ecuaciones que modelan los algoritmos de cálculo del segundo bloque. A partir de ahora las turbomáquinas ya habrían sido escaladas, es decir, el usuario ha elegido un punto de diseño y los mapas generalizados han sido escalados de acuerdo a dicho punto. Con estas ecuaciones es posible ya realizar un análisis off-design, que consiste en estudiar el funcionamiento del motor ya diseñado fuera del punto de diseño. Algunos de estos análisis comprenden:

- Calcular los diferentes mapas de operación del motor, que representan E_e frente a $TSFC$ para varias altitudes y velocidades de vuelo.
- Calcular las prestaciones del motor en una misión, definida mediante diferentes empujes, altitudes y velocidades de vuelo.
- Representar los puntos fuera de diseño sobre los mapas de las turbomáquinas, comprobando si alguno entra en una zona prohibida o imposible
- Estudiar el punto de operación del motor al fijar un área de tobera con el postcombustor encendido.

Estas ecuaciones comprenden un paquete adicional de ecuaciones a las del bloque 1, luego deben de entenderse como un bloque que complementa a las ecuaciones que se analizaron en la sección 3.1. Por esta razón se omiten y no se escriben de nuevo. Por otra parte, es importante señalar que del paquete anterior se eliminan las siguientes ecuaciones:

- Ecuaciones donde aparecen los rendimientos politrópicos
- Ecuaciones del reparto del trabajo específico del compresor en caso de que hubiera varios ejes (la herramienta se ha diseñado con un único eje luego se omite esta ecuación).

En primer lugar, están las ecuaciones que definen el compresor, dadas por el gasto corregido, la relación de compresión y el rendimiento. Estas tres ecuaciones son interpolaciones en dos variables en los mapas generalizados:

$$\dot{m}_{c,comp} = f(\beta_{comp}, N_{c,comp})$$

$$\pi_c = f(\beta_{comp}, N_{c,comp})$$

$$\eta_{i,comp} = f(\beta_{comp}, N_{c,comp})$$

A continuación, se definen las vueltas corregidas de compresor y el gasto corregido:

$$N_{c,comp} = \frac{N_{comp}}{N_{ref,c}} \sqrt{\frac{T_{01}}{T_{ref}}} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_{ref}}}$$

$$\dot{m}_{c,comp} = \dot{m} \sqrt{\frac{\left(\frac{T_{01}}{T_{ref}}\right)}{\frac{p_{01}}{p_{ref}}}} \cdot \frac{\sqrt{\gamma_{ref}}}{\sqrt{\gamma_c}},$$

donde:

$$\gamma_c = \frac{C_{pa}(T_{01})}{C_{pa}(T_{01}) - R}$$

Luego aparecen las tres ecuaciones que definen la turbina:

$$\dot{m}_{c,tur} = f(\beta_{tur}, N_{c,tur})$$

$$\pi_t = f(\beta_{tur}, N_{c,tur})$$

$$\eta_{i,tur} = f(\beta_{tur}, N_{c,tur})$$

Con la definición de las vueltas corregidas de turbina:

$$N_{c,tur} = \frac{\frac{N_{tur}}{N_{ref,t}}}{\sqrt{\frac{T_{03}}{T_{ref}}} \sqrt{\frac{\gamma_t}{\gamma_{ref}}}},$$

$$\dot{m}_{c,tur} = \dot{m} \frac{\sqrt{\left(\frac{T_{03}}{T_{ref}}\right)}}{\sqrt{\frac{p_{03}}{p_{ref}}}} \cdot \frac{\sqrt{\gamma_{ref}}}{\sqrt{\gamma_c}}$$

donde:

$$\gamma_t = \frac{C_{pg}(T_{03})}{C_{pg}(T_{03}) - R}$$

Por otra parte, tenemos la ecuación de continuidad de gastos entre la turbina y la tobera:

$$\dot{m}_t = \dot{m}_{tob} = C_6 \cdot \rho_6 \cdot A_{diseño}$$

Por último, se tiene la ecuación de compatibilidad de vueltas en compresor y turbina:

$$N_c = N_t$$

Todas estas ecuaciones son válidas para el caso de que se tenga un único eje; si se contemplaran dos o tres ejes, aparecerían las tres ecuaciones de interpolación por turbomáquina, lo que haría un total de 6 ecuaciones adicionales para dos ejes y 12 para tres. Igualmente habría que incluir las ecuaciones de compatibilidad de gastos entre turbomáquinas, una en compresor y turbina para dos ejes y dos en el caso de tres. Para el acoplamiento de vueltas físicas se tendría una ecuación adicional en el motor con dos ejes y dos para el caso de tres ejes.

- Para dos ejes:

$$\left. \begin{aligned} \dot{m}_{c,comp} &= f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \\ \pi_c &= f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \\ \eta_{i,comp} &= f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \end{aligned} \right\} \times 4$$

$$\dot{m}_{compbaja} = \dot{m}_{compalta}$$

$$\dot{m}_{turalta} = \dot{m}_{turbaja}$$

$$N_{compalta} = N_{turalta}$$

$$N_{compbaja} = N_{turbaja}$$

- Para tres ejes:

$$\left. \begin{aligned} \dot{m}_{c,comp} &= f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \\ \pi_c &= f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \\ \eta_{i,comp} &= f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \end{aligned} \right\} \times 6$$

$$\dot{m}_{comp\,baja} = \dot{m}_{comp\,media}$$

$$\dot{m}_{comp\,media} = \dot{m}_{comp\,alta}$$

$$\dot{m}_{tur\,alta} = \dot{m}_{tur\,media}$$

$$\dot{m}_{tur\,media} = \dot{m}_{tur\,baja}$$

$$N_{comp\,alta} = N_{tur\,alta}$$

$$N_{comp\,media} = N_{tur\,media}$$

$$N_{comp\,baja} = N_{tur\,baja}$$

4.4 Implementación en código

4.4.1 Funciones de MATLAB

A continuación se hará un desglose de las principales funciones de MATLAB que han sido programadas para poder realizar todos los cálculos de este segundo bloque.

La primera de ella es la función que permite calcular los factores de escalado.

```
function[factores_escalado,Nref_TM,A_6]=escalado_turbomaquina(parámetros_tecnologicos)
```

Esta función se encarga de tomar todos los parámetros y condiciones que configuran el motor en el bloque 1, los introduce en la función CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES_offdesign y calcula así todas las variables necesarias en el punto de diseño con las que se obtienen los factores de escalado. Una vez obtiene dichas variables, la función procede a:

1. Asigna en vectores las temperaturas, y presiones a la entrada de su turbomáquina correspondiente. También asigna los rendimientos isoentrópicos de cada máquina.
2. Con las temperaturas y presiones anteriores se calculan el Cp y el gamma necesarios para las ecuaciones del gasto y las vueltas corregidas, tanto para compresor como para turbina.
3. A continuación se obtiene el gasto absoluto que entra a compresor dividiendo el empuje definido en el menú pantalla II (bloque 1) entre el empuje específico de diseño.
4. Se calcula el gasto absoluto que entra a turbina: se multiplica el gasto de compresor por las fracciones másicas de las especies químicas de combustión obtenidas en el punto de diseño. También se calcula el área de diseño multiplicando este gasto por el área específica calculada tras el ciclo.
5. Se emplean estos gastos junto con las temperaturas y presiones obtenidas en el punto 1 para calcular los gastos corregidos de compresor y turbina.
6. Por último se emplean todas estas variables para calcular los factores de escalado según las ecuaciones ya comentadas.

Adicionalmente a los factores de escalado, la función también se encarga de calcular las vueltas de referencia en cada punto elegido del mapa generalizado. Para ello se ha formulado una ley funcional lineal que asigna a cada valor del gasto un número de vueltas físicas del compresor. Esta ley se ha adaptado según valores de referencia de gasto, revoluciones y diámetros de motores conocidos.

$$N_c = 80000 - 200 \times (\dot{m}_c - 2)$$

Una vez terminado la función devuelve los factores de escalado, las vueltas de referencia y el área de diseño.

En cuanto a las variables globales, siguen siendo en su mayoría variables que guardan la composición de los fluidos, pero además se guardan las presiones, temperaturas, gastos y vueltas que han sido calculadas con esta función.

Por otra parte se tiene: `function CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES_offdesign`

Esta función, como ya se ha comentado, es llamada por la función escalado, que la alimenta con los datos tecnológicos necesarios para calcular el ciclo y obtener una serie de variables necesarias para los factores de escalado. Es exactamente igual a la función caja negra del bloque 1 solo que permite sacar más resultados del ciclo. Esta función llama a su vez a la misma de iterantes iniciales y a los dos solvers para resolver el ciclo del bloque I:

```
function z_iter = iterantes_iniciales_sinpost_ejes1(inputs)

function F = ecuaciones_motoroptim_sinpostB_ejes1(z)

function F = ecuaciones_motoroptim_sinpostA_ejes1(z)
```

Por otra parte:

```
function [inputs]= CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES_offdesign2(outputs)
```

Esta tercera función es una caja negra adicional a la primera comentada. Es exactamente igual en cuanto a estructura y funcionamiento, solo que cambian los parámetros que entran y los outputs. Se utiliza una vez que las máquinas han sido escaladas para que, con el motor ya completamente diseñado, poder hacer los análisis off-design mencionados en las ecuaciones internas (4.3).

Como estos análisis requieren de condiciones operativas distintas a las del punto de diseño, la función necesita recibir Mach, temperatura fin de combustión y cota de vuelo de operación. Como salidas, devuelve muchas de las variables típicas de las otras funciones caja negra (como el empuje y el consumo específicos), además de otras nuevas como la beta y las vueltas corregidas de compresor y turbina en cada punto de operación donde se calcule el ciclo.

A su vez, esta función llama a:

```
function F = cuaciones_offdesign_sinpostB_ejes1(z)

function F = cuaciones_offdesign_sinpostA_ejes1(z)
```

Se trata de dos solvers análogos a los del bloque I, solo que estos resuelven el paquete completo de ecuaciones

del bloque II que ya se ha analizado. Una diferencia respecto a los anteriores es que estos no son alimentados por los iterantes iniciales calculados con propiedades constantes del fluido, puesto que ahora ya es imposible montar un sistema de ecuaciones sencillo como antes, dado que aparecen ecuaciones de interpolación en dos variables y otras ecuaciones no lineales.

Los dos solvers calculan la solución procediendo de igual manera que los del bloque I: primero se supone tobera bloqueada, entra al primer sistema, resuelve, comprueba la hipótesis y, si no es correcta, la tobera está adaptada y entra al segundo solver.

A continuación, se van a mostrar diversas funciones caja negra con sus solvers de ecuaciones. Cada paquete de 3 funciones (caja negra + solver) se utiliza para hacer un cálculo fuera de diseño pero alimentando las ecuaciones con un dato distinto.

Primer paquete: análisis de mapas de operación con gasto de combustible

```
function (outputs) = CAJA_NEGRA_1EJE_offdesign_fuel(inputs)

function F = ecuaciones_offdesign_fuel_sinpostB_ejes1(z)

function F = ecuaciones_offdesign_fuel_sinpostA_ejes1(z)
```

Estas tres funciones permiten obtener E_e y $TSFC$ en cada punto de operación, solo que los solvers son llamados por la caja negra con el dato del gasto de combustible \dot{m}_f para la resolución del ciclo. De esta forma, se consigue parametrizar el empuje y el consumo específicos con el combustible, $E_e(\dot{m}_f)$, $TSFC(\dot{m}_f)$, para poder representar al final los mapas con líneas constantes de \dot{m}_f .

Segundo paquete: análisis de un perfil de misión

```
function (outputs) = CAJA_NEGRA_OPERACION_1EJE(inputs)

function F = ecuaciones_operacion_sinpostB_ejes1(z)

function F = ecuaciones_operacion_sinpostA_ejes1(z)
```

Una vez definida en la interfaz una misión para comprobar si el motor diseñado opera adecuadamente, los datos de cada punto de la misión son volcados sobre la caja negra y de esta a los solvers. La particularidad de este paquete es que el sistema de ecuaciones resuelve ahora con el dato de empuje correspondiente a cada punto de operación, siendo T_{03} la incógnita en su lugar.

Tercer paquete: análisis de un punto de operación con postquemador

```
function (outputs) = CAJA_NEGRA_CONPOST_EJES(inputs)

function F = ecuaciones_offdesign_conpostB_ejes18(z)

function F = ecuaciones_offdesign_conpostB_ejes18(z)
```

Este paquete permite calcular un punto de operación con el postquemador encendido, que se traduce en los dos solvers con las ecuaciones programadas de la postcombustión más el dato del nuevo área de la tobera de salida, ya que con el postcombustor el área es variable y aumenta.

Con todas estas funciones se daría por cerrada la programación de los algoritmos avanzados de cálculo del segundo bloque. Gracias a ellas y con ayuda de la interfaz que se comentará brevemente a continuación, el usuario será capaz de elegir el punto de diseño de las máquinas en los mapas generalizados, escalándolos y adaptándolos al punto de diseño del motor. Asimismo, será capaz de realizar análisis fuera de diseño para comprobar la validez de las máquinas, e interactuar con la herramienta para deshacer o modificar el diseño en caso de que fuera necesario.

4.4.2 Optimización y precisión de los resultados

Para este bloque los tiempos de cálculo se han incrementado en gran medida por diversas razones:

- El número de ecuaciones ha pasado de 20 en el bloque I a 36 en el bloque II y 45 si además se resuelve el ciclo con postquemador.
- Los sistemas de ecuaciones son fuertemente no lineales ahora, pues se añaden tres ecuaciones de interpolación lineal en dos variables por cada turbomáquina (6 ecuaciones si hay un único eje).
- El factor más influyente en el tiempo de cálculo es lo alejado que se está del punto de diseño. En efecto, estos sistemas de ecuaciones se resuelven fuera del punto de diseño, y el código es altamente sensible a este efecto, aumentando considerablemente el tiempo de simulación conforme más distinto sea el punto. Es más, las ecuaciones son tan sensibles que a veces el sistema ni siquiera llega a converger con el número de iteraciones y evaluaciones de función que por defecto fija MATLAB.
- Ligado al fenómeno anterior está el problema de los iterantes iniciales, con el que el código también muestra una fuerte dependencia. Si los iterantes no son escogidos adecuadamente, el sistema tardará mucho en converger o puede que tampoco lo consiga.

Puede intuirse poco a poco la complejidad del problema en este segundo bloque, en el que unir la resolución de un ciclo termodinámico con el funcionamiento de las turbomáquinas para puntos fuera del diseño supone aumentar el número de operaciones y por tanto el tiempo de cálculo.

Para reducir un poco la penalización en tiempo se implementaron dos medidas:

1. La primera iteración del *fsolve* la realiza utilizando como iterantes los valores calculados del punto de diseño, mientras que las siguientes las hace alimentándose de los iterantes calculados en la iteración anterior. Dependiendo de lo lejos que esté el primer punto de operación del punto de diseño, la primera iteración podrá tardar más, pero en las siguientes el tiempo disminuirá considerablemente.
2. Se ha realizado el mismo cambio de variables que se hizo con las ecuaciones del *fsolve* del bloque I para que las incógnitas del sistema se muevan en un rango de 0 a 1 y así reducir el rango de búsqueda de la solución, disminuyendo el tiempo de cálculo.

Gracias a estos dos cambios, el tiempo bajó desde un 1 ó 2 minutos iniciales a los 30 segundos en la primera iteración y 7-12 en las siguientes.

El alcance y precisión de los resultados viene marcado por la exactitud de los datos que proporcionan los mapas generalizados. Unos mapas con mayores puntos de ensayo permitirían más precisión. Lo cierto que es en la realidad, paquetes comerciales de cálculo como el GSP muestran los mismos problemas que esta aplicación, pues la programación es esencia la misma y los códigos son igual de sensibles al punto de diseño. La única forma más inmediata de reducir el tiempo de cálculo es con un ordenador con más núcleos y procesadores más potentes.

4.5 Interfaz gráfica

En esta sección, al igual que se hizo con el bloque I, se va a hacer un breve análisis de los componentes visuales que hay dispuestos los menús y pantallas de esta segunda parte de la herramienta, sin entrar en detalle en el código que hay bajo la interfaz como sí se hizo antes.

4.5.1 Consideraciones previas

Llegados a este punto, se recuerda que uno dispone ya de las prestaciones del ciclo de un motor en el punto de diseño, debiendo ahora situar el punto de diseño de las turbomáquinas para poder obtener el mapa de operación del motor. Adicionalmente, la interfaz está preparada para:

- Escalar los mapas con el punto de diseño y el punto generalizado elegidos.
- Permitir al usuario entrar con un valor de rendimiento máximo para compresor y turbina, de modo que al escalar los mapas estos queden limitados por dichos máximos, evitando así rendimientos imposibles (mayores a 0.95 o incluso mayores que 1)
- Una vez que las máquinas han sido elegidas y se procede a calcular los mapas de operación, la primera iteración que se hace es para calcular el despegue y asegurar que el avión es capaz de despegar con las condiciones que se le indican. Si puede despegar, continuará calculando los mapas; en caso contrario deja de iterar y lanzará un mensaje de error.
- El usuario puede calcular los mapas de operación parametrizados con temperatura fin de combustión o bien con gasto de combustible.
- Para la definición del perfil de misión se piden valores de altitud, velocidad de vuelo y empuje en cada uno de los puntos. Se necesitan tres ligaduras para que las funciones puedan calcular todas las salidas necesarias. En caso contrario el programa está preparado para detectar el error y lanzar un aviso.
- La característica que hace realmente robusta la aplicación es la capacidad para detectar cuándo las funciones no son capaces de encontrar una solución al sistema para un valor del empuje. De esta forma, si durante el cálculo de la misión no hay solución para uno de los puntos, la herramienta no da error, sino que captura un indicador y avisa de que la causa puede estar asociado a uno de las siguientes razones:
 - Un mal diseño de las turbomáquinas. Por ejemplo, se ha elegido un compresor con un rendimiento demasiado alto, o un punto generalizado muy cerca de la línea de operación que posteriormente hace que el compresor entre en surge.
 - Un punto de diseño mal escogido que luego en el fuera de diseño demande un gasto demasiado pequeño, por ejemplo en despegue.
 - Un empuje en diseño que no sea el adecuado.
- Cuando se opere con el postquemador encendido deberá existir un punto de diseño de las turbomáquinas para poder compararlo con el nuevo punto de operación. Además, para poder analizar el postquemador se necesita fijar un área de tobera de salida; en caso contrario el programa dará error.

4.5.2 Menú pantalla III

Al abrir la aplicación y proceder con la elección del punto de diseño en el primer bloque, el usuario puede pasar al segundo encontrándose la siguiente pantalla, cuyos componentes visuales se muestran a continuación.

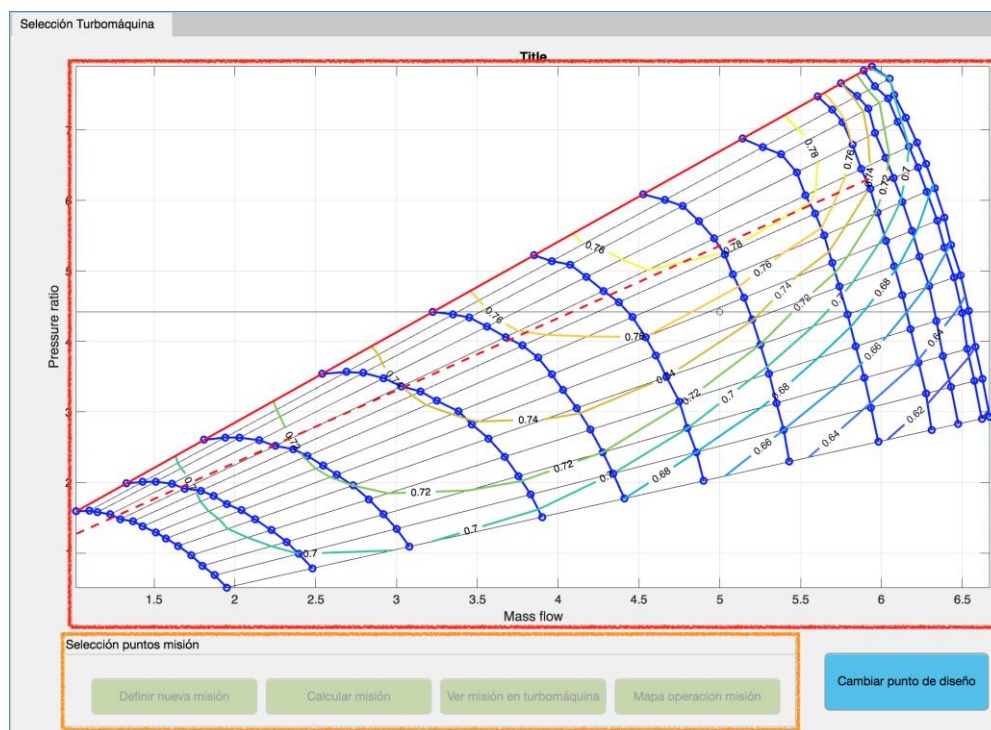


Ilustración 4-5: menú pantalla III (a)

The screenshot displays two main sections of the software interface. The top section, titled 'Graficas generalizadas y escalado' (Generalized graphs and scaling), includes a 'Button Group' with radio buttons for 'Compresor' (Compressor) and 'Turbina' (Turbine). Below this are input fields for 'PR' (4.420), 'Mc' (5.000), and 'Eta' (0.7533). To the right, there are buttons for 'Representar mapa generalizado' (Show generalized map), 'Guardar punto compresor' (Save compressor point), and 'Guardar punto turbina' (Save turbine point). The bottom section, titled 'Análisis off-design' (Off-design analysis), contains input fields for 'Empuje necesario despegue' (120 KN), 'Fuel despegue' (5 Kg/s), 'Nº motores' (1), 'Altitud desp.' (5000 ft), and 'Temp. max. CC' (1780 K). It also has a 'Parametrización' dropdown set to 'Temperatura CC'. Buttons for 'Mapa de operación' (Operation map), 'Operación en turbomáquina' (Operation in turbomachine), and 'Mostrar post-combustión' (Show post-combustion) are present. At the bottom, there are radio buttons for 'En mapa operación' (On operation map) and 'En mapa turbomáquina' (On turbomachine map), and a section for 'Operación con post-combustor' (Operation with post-combustor) with options 'Con Post-C' and 'Sin Post-C'.

Ilustración 4-6: menú pantalla III (b)

Menú pantalla III (a)

1. **(Rojo):** ejes de gráficas. Sobre estos ejes se representan tanto los mapas generalizados de las turbomáquinas como los mapas de operación.
2. **(Naranja):** panel de definición de la misión. Consta de una serie de botones que permiten definir la misión, calcularla, mostrar el mapa con los valores de empuje y consumos específicos y representar dichos puntos sobre los mapas de las turbomáquinas. Si se pulsa el botón de definir misión salta una ventana como la que aparece en la figura 4-5.

Ilustración 4-7: menú pantalla III. Definición de misión

Menú pantalla III (b)

1. **(Rojo):** grupo de botones que permite elegir entre las curvas y mapas de operación de compresor y turbina.
2. **(Naranja):** selectores de valor de π y gasto corregido. Con ellos uno puede moverse por los mapas generalizados de compresor y turbina para elegir un punto. La casilla de Eta muestra el valor del rendimiento interpolado sobre cada punto.
3. **(Amarillo):** conjunto de botones que permiten elegir representar el mapa generalizado de compresor y turbina, y guardar el punto de diseño de cada turbomáquina.
4. **(Verde):** botón para representar el mapa escalada de compresor y turbina
5. **(Cian):** casillas que permiten al usuario introducir un valor máximo del rendimiento de compresor y turbina para acotar los mapas una vez que hayan sido escalados.
6. **(Azul):** panel de análisis off-design. Está formado por un conjunto de componentes, los cuales permiten:
 - a. Definir las condiciones de despegue
 - b. Seleccionar los parámetros con los que representar los mapas de operación
 - c. Elegir entre representar los mapas de operación, los mapas de operación sobre las turbomáquinas, o la variación con respecto al punto de diseño que se produce al encender el postquemador.
 - d. En caso de elegir analizar el postquemador, se permite escoger mostrar los puntos en los mapas de operación o en las turbomáquinas.

Graficas generalizadas y escalado

Button Group

☒ Compresor

☐ Turbina

Eje Alta

Representar mapa generalizado

Guardar punto compresor

Guardar punto turbina

PR 4.420

Mc 5.000

Eta 0.7533

Representar mapa escalado

Rend. max. Compresor 0.92

Rend. max. Turbina 0.95

Análisis off-design

Empuje necesario despegue 120 KN

Fuel despegue 5 Kg/s

N° motores 1

Parametrización Temperatura CC

Altitud desp. 5000 ft

Temp. max. CC 1780 k

Altitud representada Despegue

Mapa de operación

Operación en turbomáquina

Mostrar post-combustión

Representación post-combustión

☒ En mapa operación

☐ En mapa turbomáquina

Condiciones de post combustión

Operación con post-combustor

☐ Con Post-C

☒ Sin Post-C

Ilustración 4-8: menú pantalla III. Selección de parámetro

Representar mapa escalado

Condiciones post-combustión

Temperatura-PC	<input type="text" value="2000"/> K
Temperatura-CC	<input type="text" value="1780"/> K
Mach de vuelo	<input type="text" value="0.85"/>
Altitud de vuelo	<input type="text" value="5.5e+04"/> ft
Porcentaje área diseño	<input type="text" value="100"/> %

Ilustración 4-9: ventana de configuración de parámetros del postquemador

5 APLICACIÓN: EJEMPLO DE DISEÑO

Una vez que se ha desarrollado toda la programación de la herramienta, el código y la propia interfaz, procede una sección en la que se detalle el proceso de diseño completo para el motor de un avión. Para ello, se usarán las referencias del caza F-18 Hornet.

Para empezar se eligen los parámetros tecnológicos de un motor de nivel N2, pues el F-18 es un avión de dicha época. Se mantienen los parámetros por defecto a excepción de las condiciones de vuelo, que se fijarán en:

- Cota de vuelo nominal de 40000 pies, que es la altitud de diseño del avión en cuestión.
- Un Mach de vuelo de 0.8, que para el caza de ejemplo es un valor aproximado de la velocidad que tendría en la cota de diseño.

A continuación se procede a calcular el mapa motor con un rango de temperaturas fin de combustión de entre 1100 y 1390 K. El resultado se muestra en la figura 5-1. Como se trata de un avión de combate supersónico, se propone situar el punto de diseño en la zona de empujess específico altos:

- $E_e = 480 \frac{kN}{Kg \cdot s}$
- $TSFC = \frac{Kg}{kN \cdot h}$

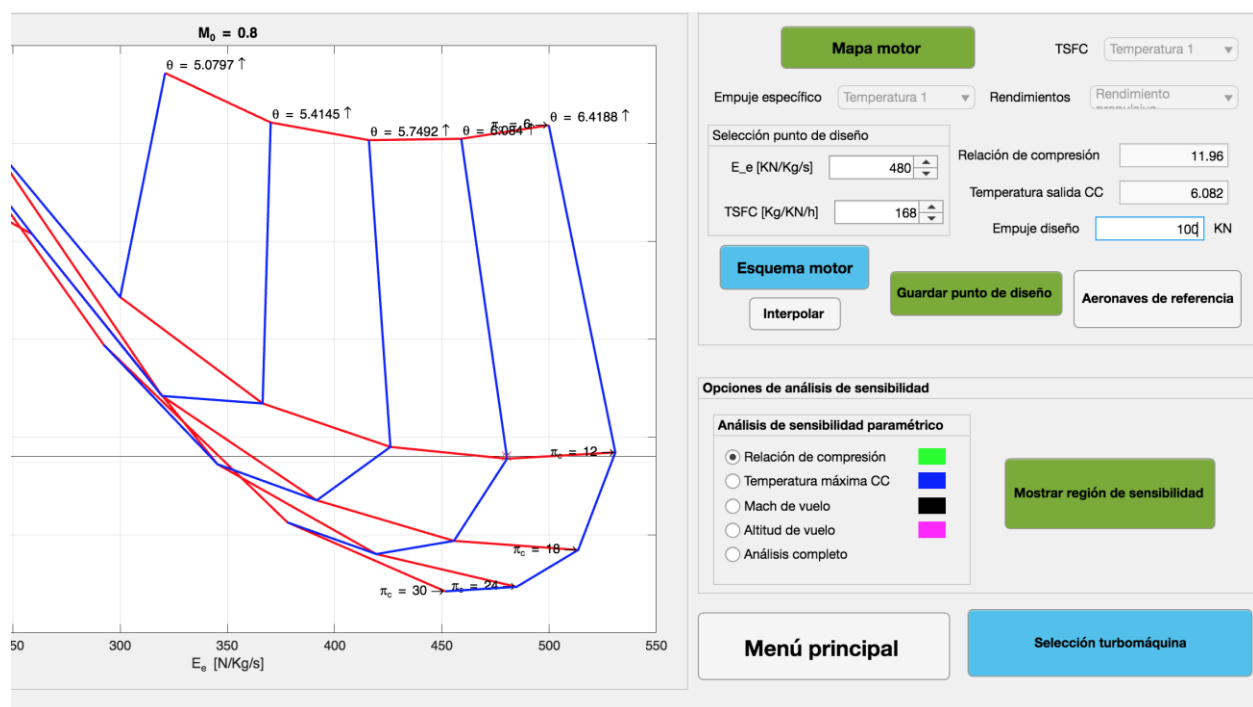


Ilustración 5-1: mapa motor del caza

Se elige un empuje en diseño de 100 kN, puesto que el F-18C/D lleva dos motores de 49 kN cada uno.

A continuación se procede a realizar un análisis de sensibilidad completo, cuyos puntos aparecen en la figura 5-2. Para empezar puede verse que el punto de diseño es más sensible a la temperatura fin de combustión (en azul), ya que una mayor o menor temperatura a la entrada de la turbina supone más o menos salto entálpico a la salida de la misma, lo cual afecta directamente al empuje que desarrolla. Es también muy sensible al número de Mach, que afecta directamente al empuje específico, pues aparece como un término adicional penalizando al empuje en la ecuación de definición del mismo a través de la velocidad de vuelo.

En cuanto a la relación de compresión (en verde), es menos sensible. No obstante, se aprecia el efecto de que una mayor relación de compresión determina una combustión más energética para el mismo gasto de combustible que se inyecta en la cámara, con lo que se reduce el TSFC.

Por último, los cambios frente a la variación de la altitud no son muy apreciables, que ya variar la cota de diseño un máximo de un 5% no produce cambios importantes en la densidad, que es el factor que determina cambios apreciables en el empuje específico cuando la altitud varía en un rango bastante mayor.

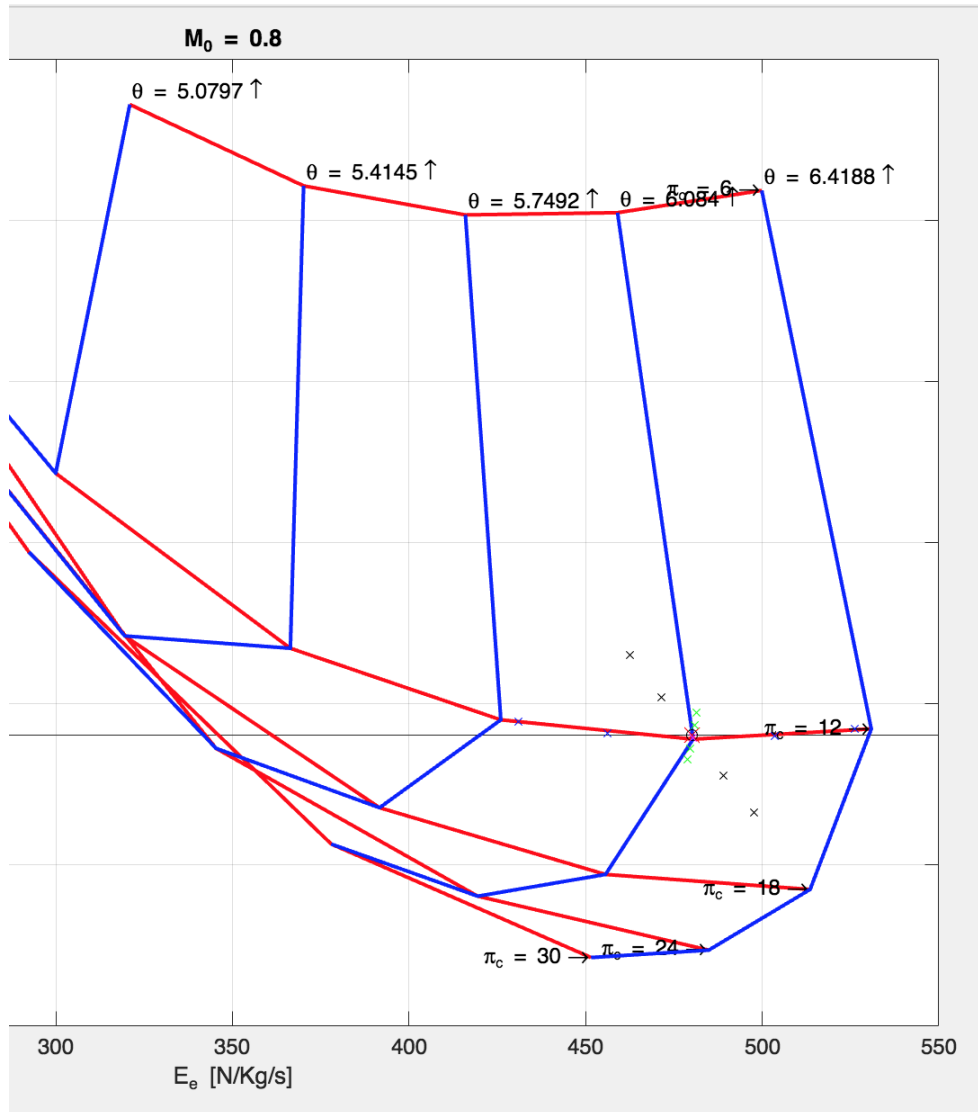


Ilustración 5-2: análisis de sensibilidad en torno al punto de diseño

A continuación se procede a escalar las turbomáquinas necesarias para operar dicho motor en el punto de diseño. Para empezar, se elige un punto del mapa de compresor con rendimiento y una velocidad de giro adimensional altos. De esta forma se podrá aprovechar suficientemente bien la máquina cuando esté girando en sus diferentes regímenes de operación.

En cuanto a la turbina, se elige un punto con una relación de expansión del orden en que siempre suele estar (en torno a 3), con un gasto corregido no muy grande y un rendimiento alto. De esta forma se asegura el buen funcionamiento de la máquina para que sea capaz de suministrar potencia al compresor. Los puntos pueden observarse en las figuras 5-3 y 5-4.

Una vez elegidos los puntos de diseño de las turbomáquinas se procede a escalar los mapas de acuerdo al punto de diseño motor seleccionado, y los mapas de las máquinas finales resultan en las figuras 5-5 y 5-6.

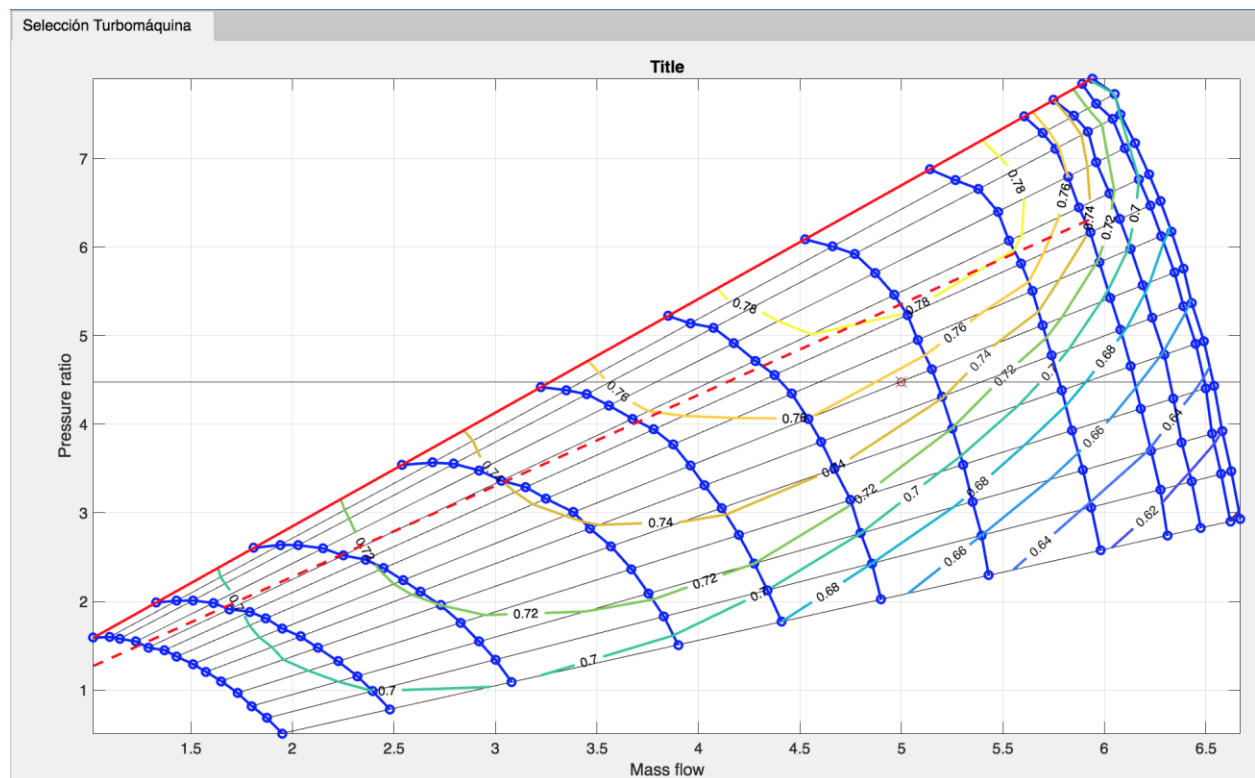


Ilustración 5-3: mapa generalizado y punto de diseño del compresor

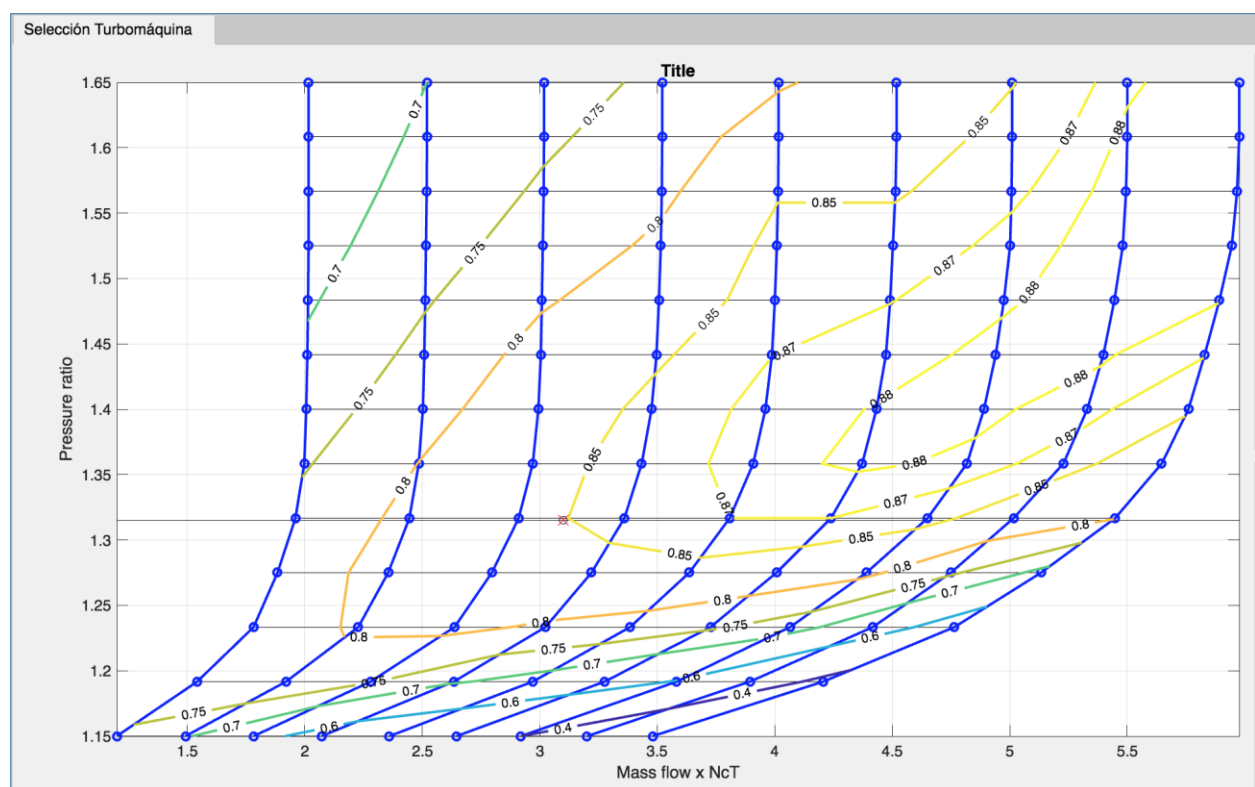


Ilustración 5-4: mapa generalizado y punto de diseño de la turbina

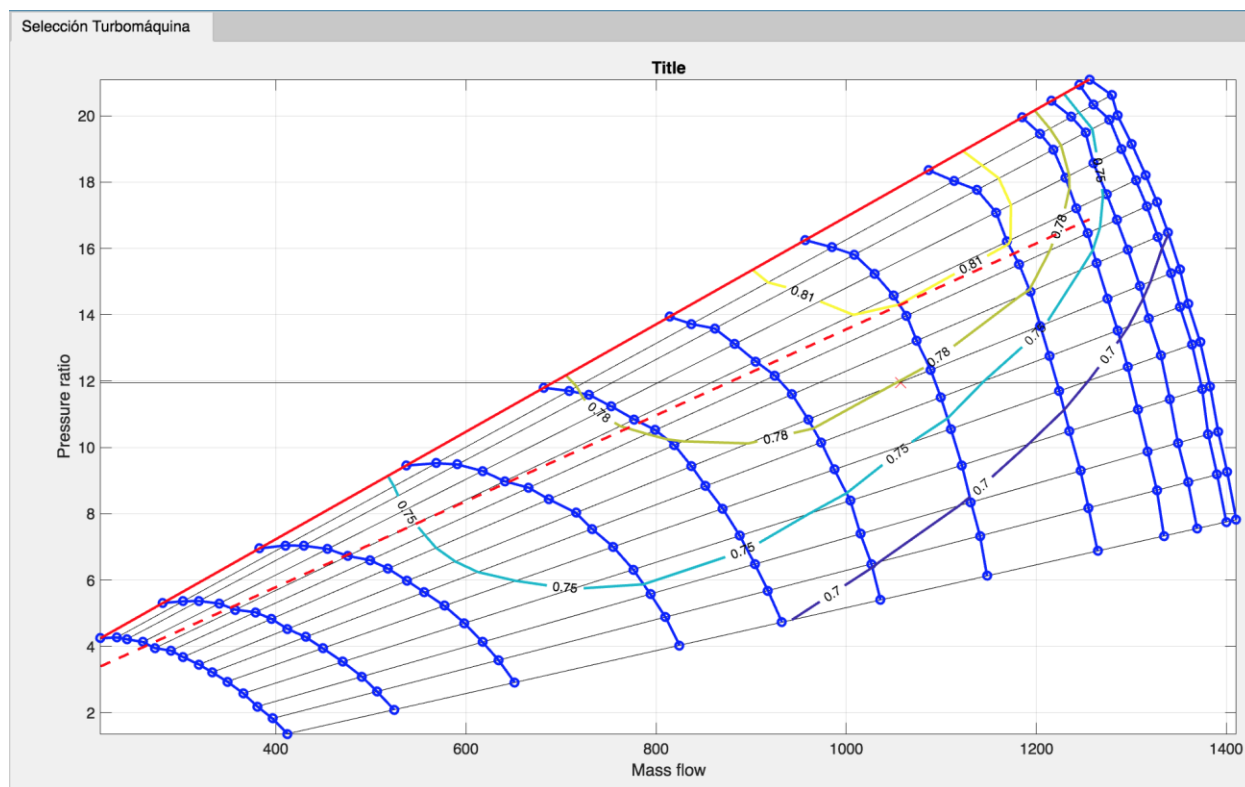


Ilustración 5-5: mapa escalado del compresor

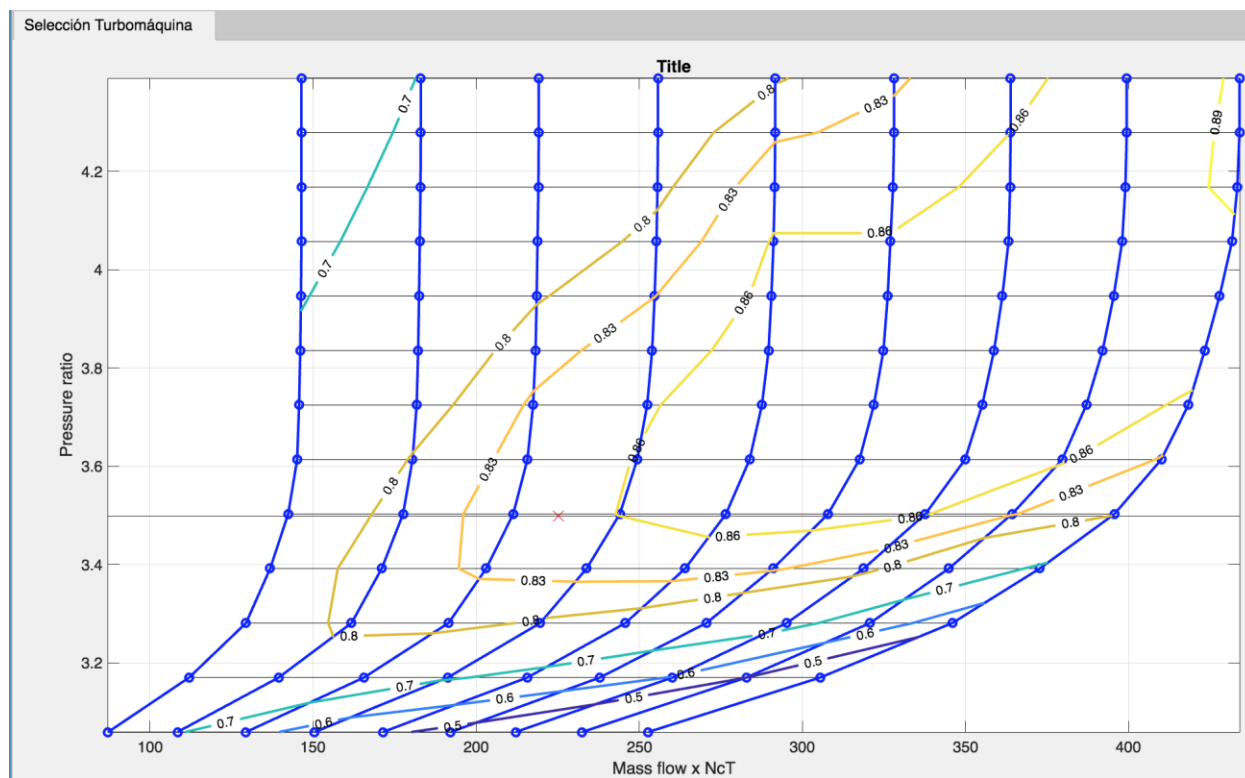


Ilustración 5-6: mapa escalado de la turbina

A partir de este momento ya se está en condiciones de generar los mapas de operación y volcarlos sobre los mapas escalados de las turbomáquinas para comprobar si el compresor es capaz de funcionar adecuadamente. En primer lugar se hace despegar al avión desde una altura de 100 pies y con un empuje requerido de 120 kN.

Para ello se calculan los mapas barriendo en temperaturas fin de combustión, desde la máxima del motor (1390 K) hasta 400 grados menos, obteniendo el 70% de la cota nominal y cota de diseño:

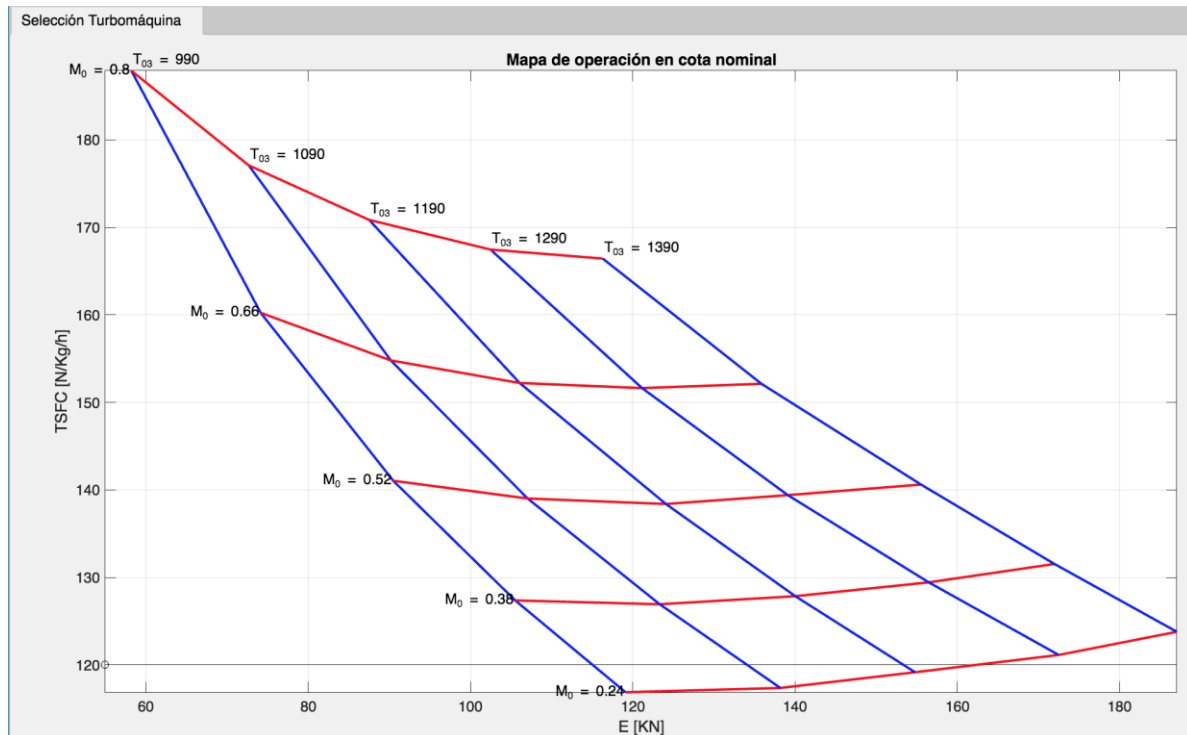


Ilustración 5-7: mapa de operación del motor del F-18 a 70% de su cota de diseño

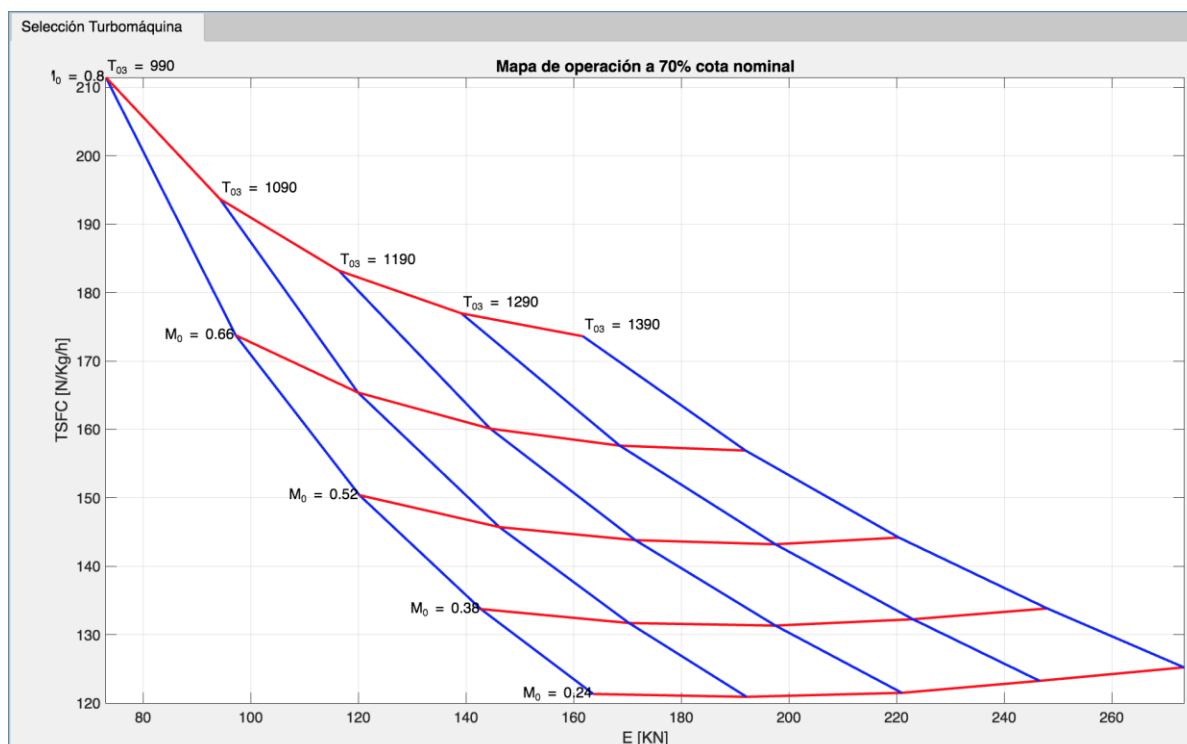


Ilustración 5-8: mapa de operación del motor del F-18 en su cota nominal

Se ha omitido representar el mapa en despegue porque las líneas salen muy próximas unas de otras y no es ilustrativo. Basta con haber comprobado que el motor diseñado con sus máquinas es capaz de hacer despegar al avión. A continuación se representan los diferentes puntos de operación de los mapas de compresor.

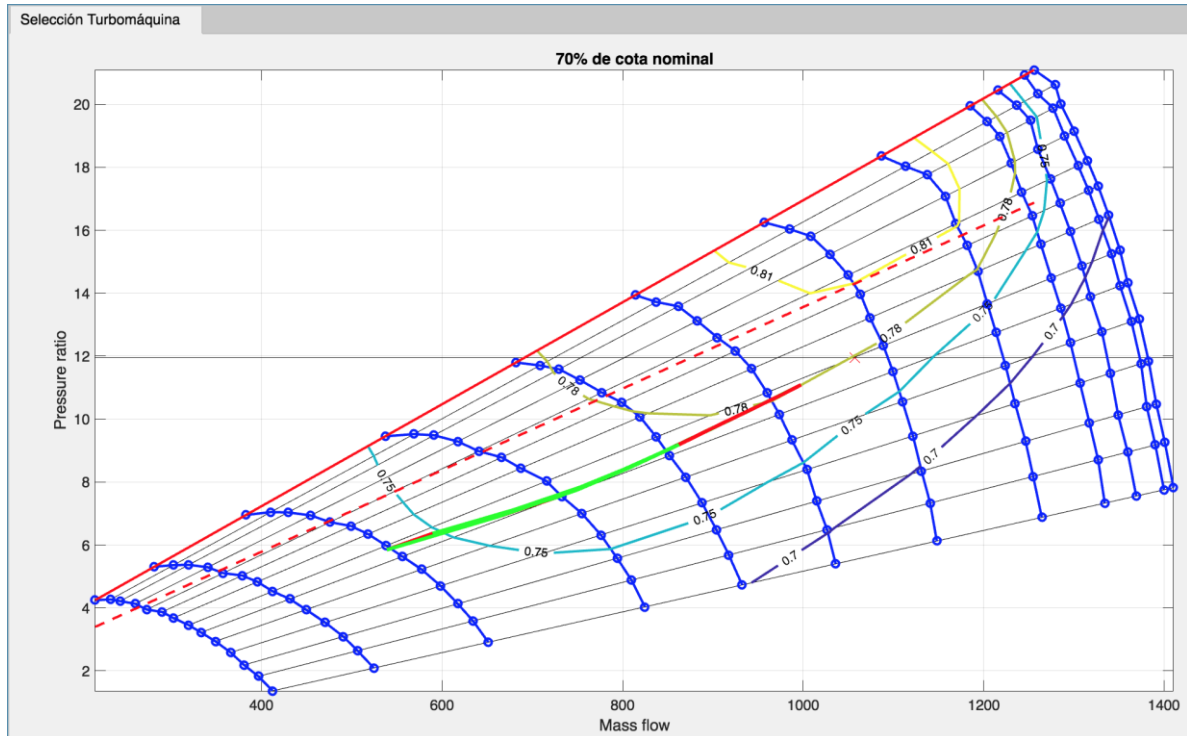


Ilustración 5-9: puntos de operación sobre el mapa del compresor.

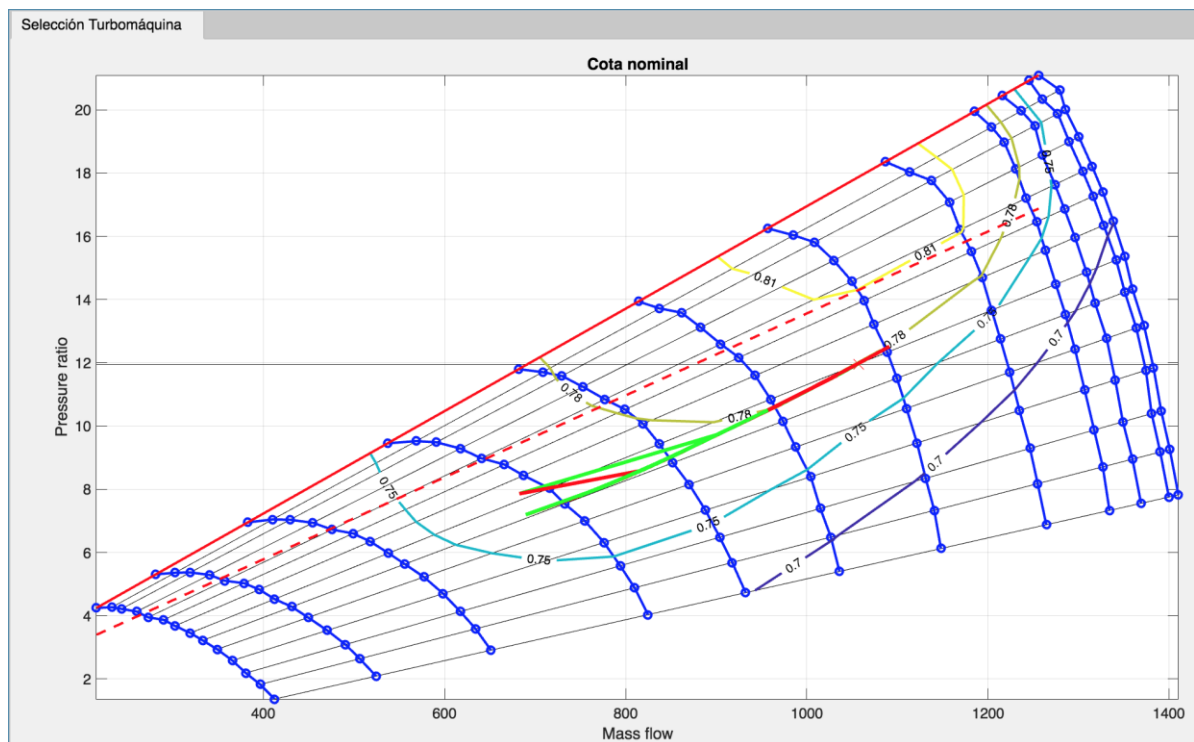


Ilustración 5-10: puntos de operación sobre el mapa del compresor

Como se puede observar en las figuras 5-9 y 5-10, los puntos de operación se mueven en torno a una línea que comprende un rango bastante amplio de gastos corregidos. Uno puede ver cómo las máquinas elegidas no funcionan en torno a un punto o zona, sino que son muy sensibles las condiciones operativas y muestran un gran rango de variación de funcionamiento.

No obstante, ningún punto sobrepasa la línea de operación, lo que implica que el compresor no entra en zona prohibida donde podría entrar en bombeo, lo que cual supondría una mala elección del compresor y/o del punto de diseño.

Obsérvese cómo a pesar de moverse en un intervalo amplio de gastos corregidos, el compresor es capaz de girar a grandes velocidades adimensionales al mismo tiempo que mantiene rendimientos relativamente altos.

Sin embargo, se podría mejorar la operación del compresor cambiando el punto de diseño. Para ello, se propone reducir un poco el empuje específico del punto de diseño en el mapa motor. De esta forma, para el mismo empuje de diseño de antes el gasto aumentará, con lo cual también lo harán el corregido y la línea de operación del compresor se desplazará a la derecha. Se elige el siguiente punto:

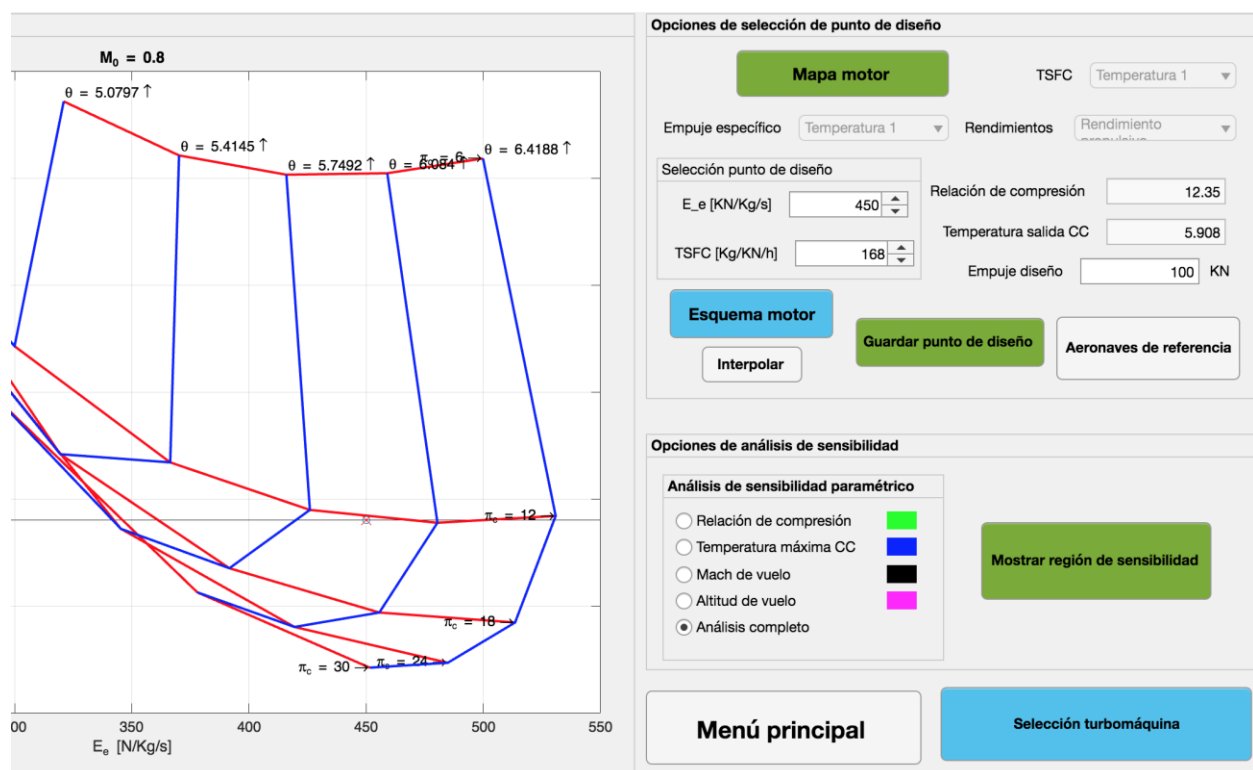


Ilustración 5-11: nuevo punto de diseño en el mapa del motor

A continuación se reescalan las turbomáquinas puesto que el punto de diseño ha cambiado a pesar que los puntos de diseño de las máquinas se dejan igual.

Se obtienen los correspondientes mapas y a acto seguido los mapas de operación vuelven a calcularse. Se omite su representación ya que tienen una forma análoga a los anteriores y el cambio que desea apreciarse es en los mapas de las turbomáquinas. En efecto, al recalcular los puntos de operación y volcarlos sobre los mapas de compresor se tienen las curvas que se muestran en las figuras 5-12 y 5-13. Como se decía antes, las curvas se han desplazado hacia la derecha y arriba, lo que permite seguir dentro del margen de un buen funcionamiento a la vez que permite obtener un poco más de relación de compresión.

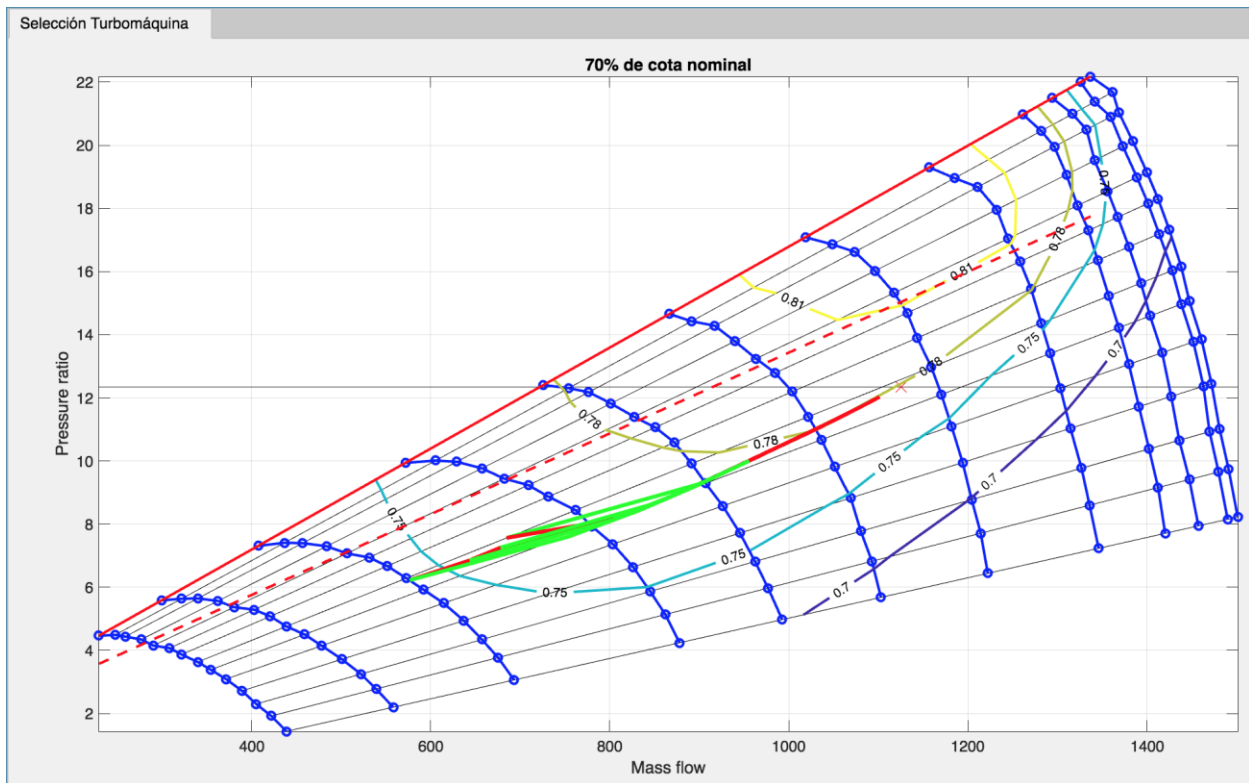


Ilustración 5-12: operación de compresor tras cambiar el punto de diseño. 70% de la cota nominal

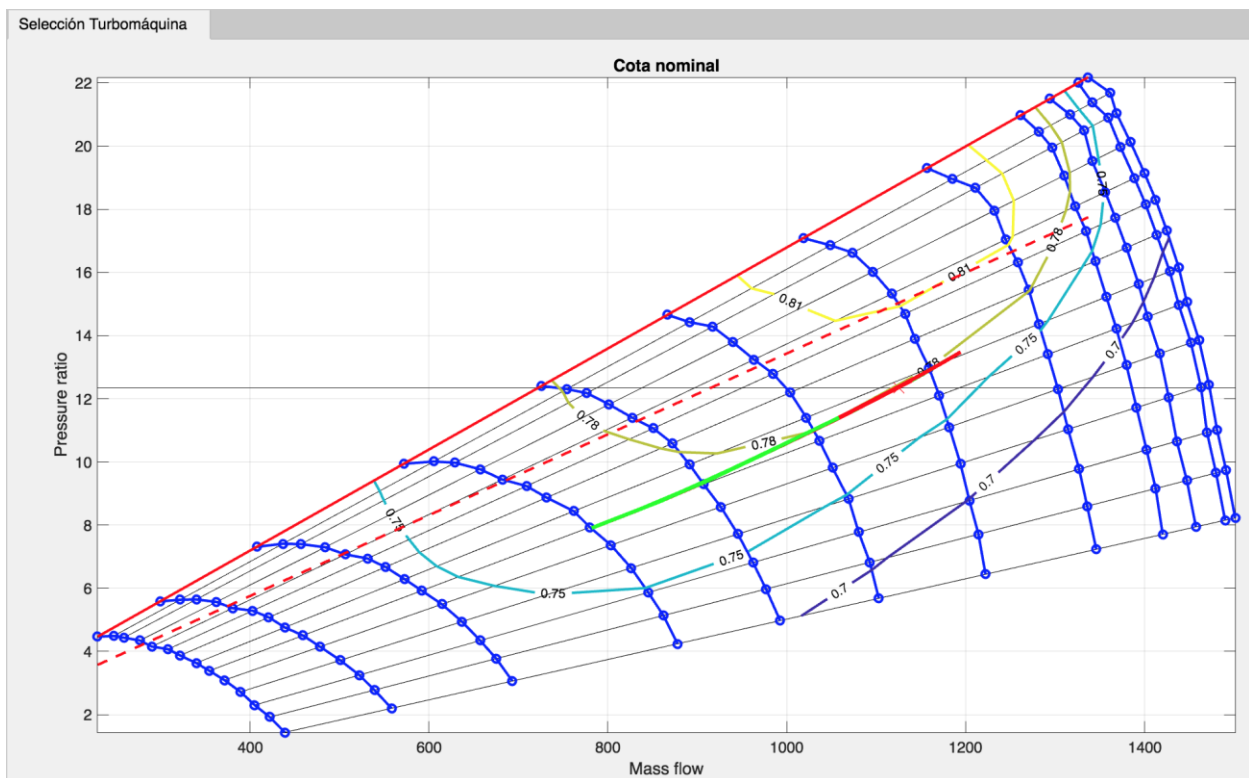


Ilustración 5-13: operación del compresor tras cambiar el punto de diseño. Cota nominal

Procede ahora el cálculo de un punto de operación en cota nominal con el postquemador encendido. Para ello se tomará un área de tobera de salida igual a un 110% del área de diseño. El resultado se muestra a continuación.

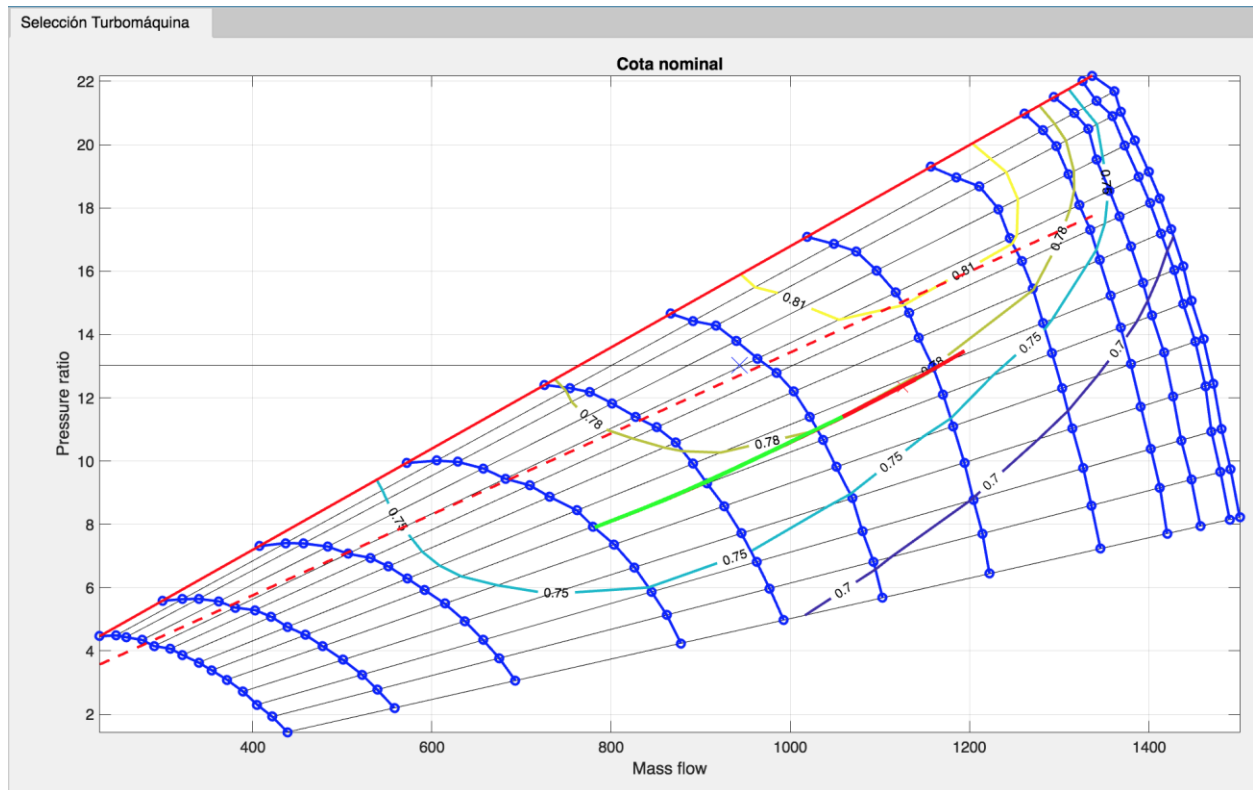


Ilustración 5-14: operación del motor en compresor. Postquemador encendido. Cota nominal

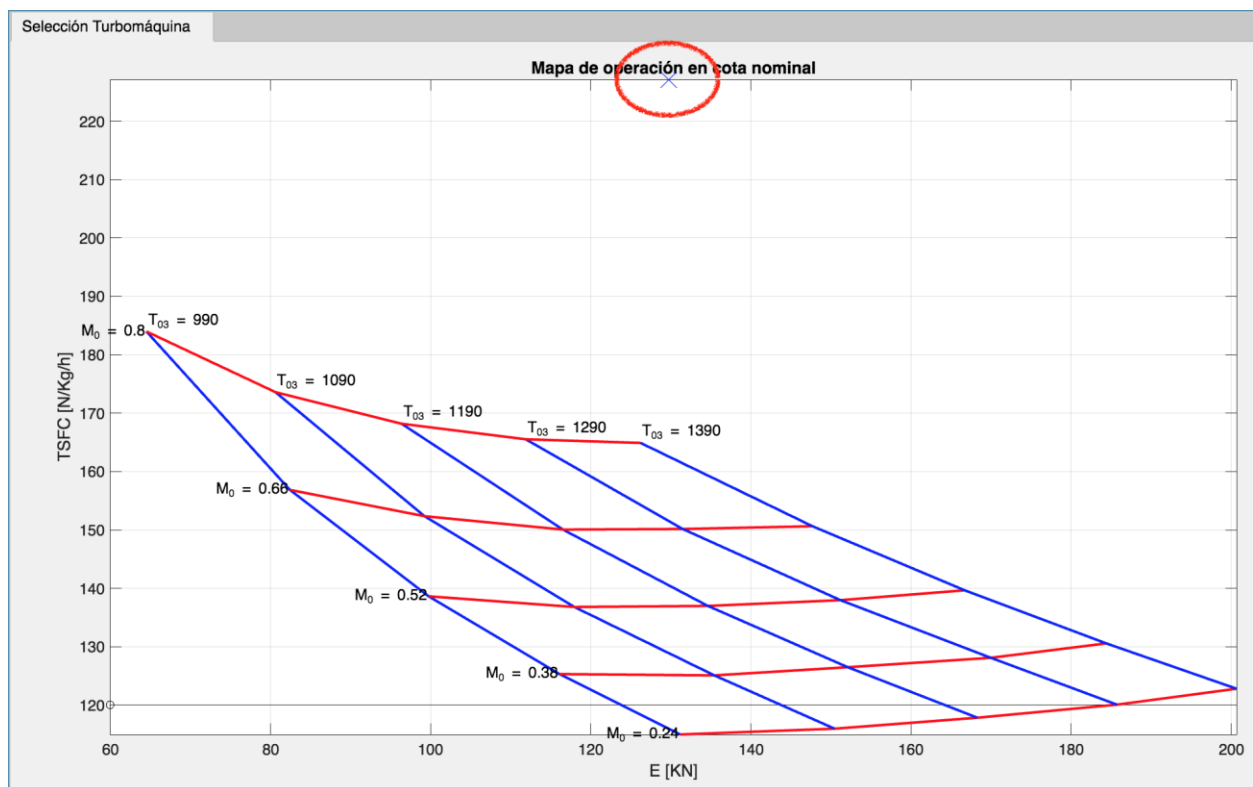


Ilustración 5-15: mapa de operación del motor con postquemador. Cota nominal

Como puede observarse en las figuras, la primera muestra el punto de operación con el postquemador al límite de la línea de operación. Esto ocurre debido a que la postcombustión supone un aumento del área de la tobera, lo que se traduce un gran incremento a su vez del gasto que demanda el compresor. Para ser capaz de suplir dicho incremento, el compresor aumenta la relación de compresión, entrando en la zona prohibida por encima de la línea de operación.

Por otra parte, en cuanto al mapa de operación se ve claramente que el empuje en la cota nominal aumenta, y el TSFC lo hace aun más.

Por último, se realizará una misión con un perfil típico cerca de la cota de diseño. Los valores de los diferentes puntos de los tramos de inicio y final de la misión se recogen en la siguiente captura.

Personalización puntos mision

Puntos:	Final despegue-inicio subida	Final subida-inicio crucero	Final crucero-inicio descenso	Final descenso-inicio aterrizaje
Mach de vuelo:	<input type="text" value="0.3"/>	<input type="text" value="0.6"/>	<input type="text" value="0.6"/>	<input type="text" value="0.2"/>
Altitud de vuelo (ft):	<input type="text" value="100"/>	<input type="text" value="3.5e+04"/>	<input type="text" value="3.5e+04"/>	<input type="text" value="100"/>
Empuje (KN):	<input type="text" value="100"/>	<input type="text" value="80"/>	<input type="text" value="80"/>	<input type="text" value="50"/>

Title

X

Ilustración 5-16: menú con la configuración de la misión de ejemplo

Los resultados tras calcular la misión pueden observarse en las siguientes figuras. Para empezar, nótese cómo en la evolución del empuje con el consumo específico, el TSFC disminuye con la altitud como es de esperar, y el empuje también cambia según los puntos que se han fijado.

Trasladando los puntos de la misión sobre el mapa escalado del compresor como se puede ver en la figura 5-17, cabe destacar que ningún punto entra en la zona prohibida por encima de la línea de operación, con lo que el compresor no entrará en surge durante la misión. No obstante, puede apreciarse que el despegue es el tramo de actuación en el que está más cerca de sobrepasar el límite. A medida que va teniendo lugar la misión, el punto de operación se irá moviendo hacia la derecha, llegando al extremo derecho en el crucero, donde el compresor funciona cerca de su punto de diseño.

En lo que respecta a la turbina, se comprueba cómo no da presenta anomalías de ningún tipo, pues siempre se mantiene en la zona de rendimientos altos (en torno a 0.8), y moviéndose en un rango de gastos corregidos no muy grande. Se concluye así confirmando que es capaz de suministrar la potencia requerida al compresor para su correcto funcionamiento durante el perfil de la misión.

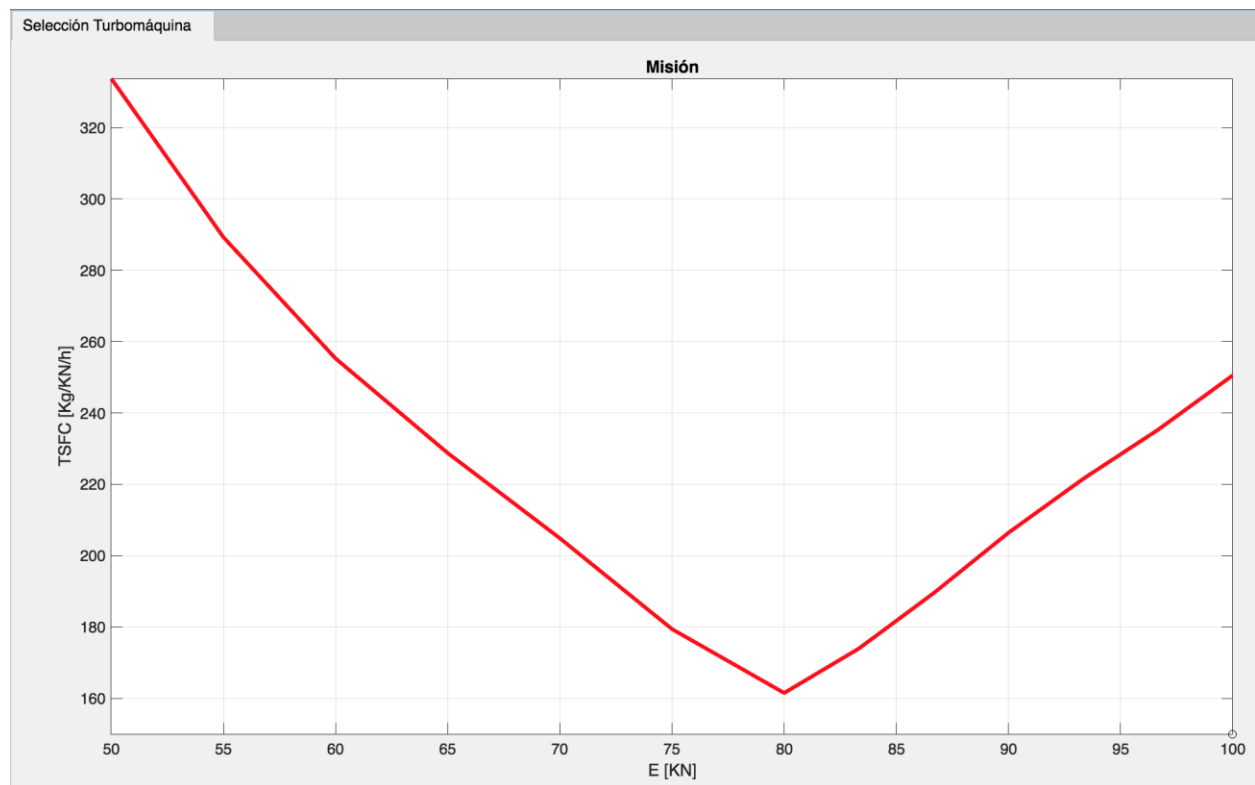


Ilustración 5-17: evolución del TSFC con E durante la misión

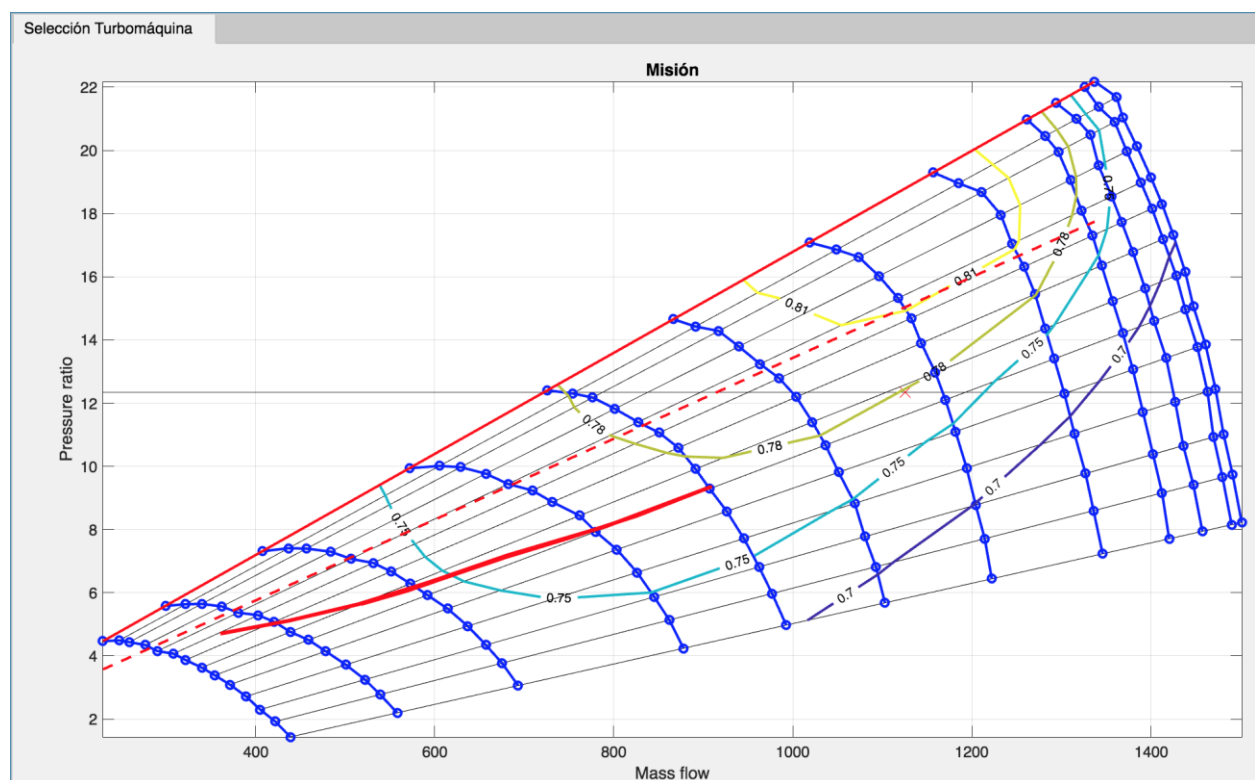


Ilustración 5-18: representación de los puntos de misión sobre el mapa escalado del compresor

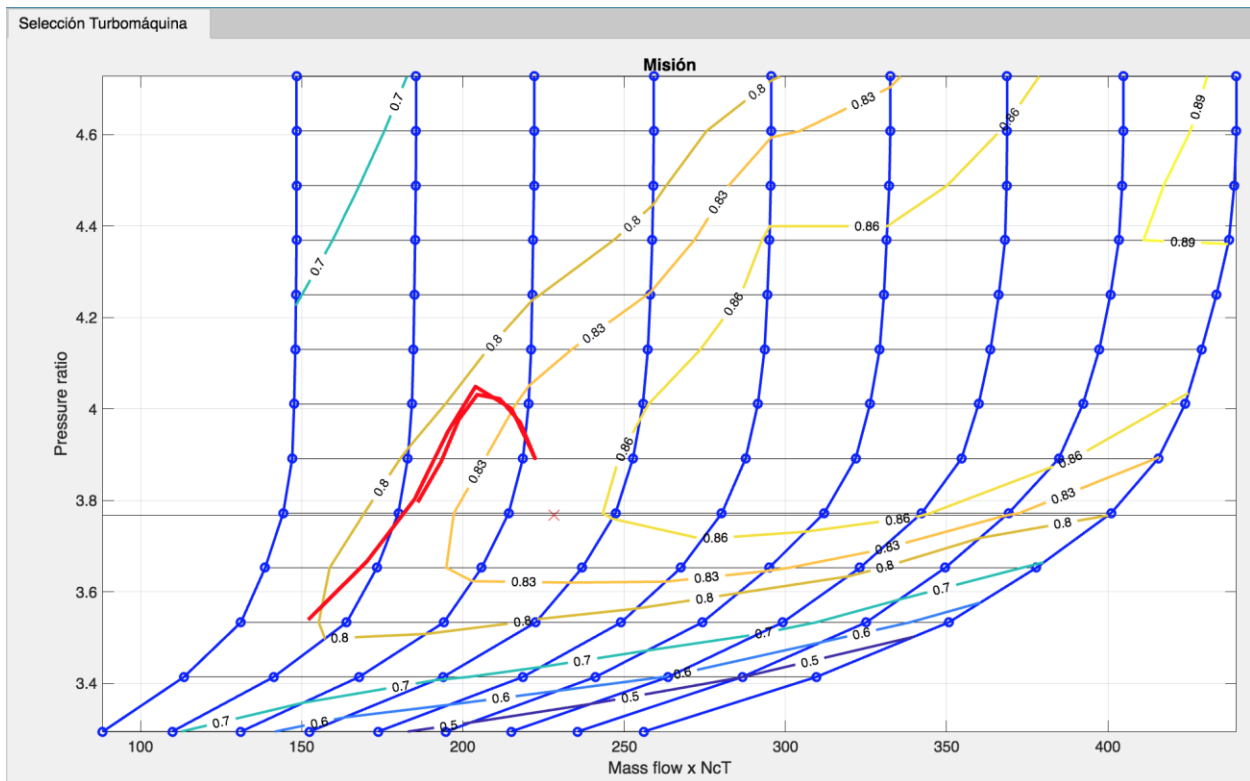


Ilustración 5-19: representación de los puntos de misión sobre el mapa escalado de la turbina

6 FUTURAS MEJORAS Y RECOMENDACIONES

Todo documento oficial que recoge el desarrollo y programación de una herramienta software suele incluir un apartado de sugerencias y propuestas para mejorar el código y la calidad de la interfaz en futuras versiones. A continuación se detallan algunas de las posibles mejoras que podrían hacerse:

- Se espera que en futuras versiones, MATLAB incluya algunas de las funcionalidades que incluía la antigua GUI; la función *ginput*, por ejemplo, permite interactuar sobre una figura en la interfaz y devolver las coordenadas del punto sobre el que se ha hecho clic. Cuando *App Designer* pueda soportar esta función la tarea de elegir el punto de diseño sobre el mapa motor será mucho más rápida a interactiva, eliminándose así las flechas selectoras de E_e y $TSFC$.
- Sería muy recomendable extender los cálculos y resultados de la aplicación a más de un eje para poder estudiar cómo afecta el aumento del número de ecuaciones a los tiempos de cálculo y precisión de los resultados.
- Se recomienda también cambiar la foto de *Aeronaves de referencia* por una tabla interactiva, en la que el usuario pueda elegir un avión y automáticamente el empuje de su motor se cargue en la aplicación.
- Otra forma de seleccionar el empuje en diseño podría ser mediante la polar de cada avión. El usuario tendría a su disposición polares de varios aviones en una base de datos, y, según las condiciones de vuelo, la presión dinámica asociada definiría un C_L y C_D , con los que se podría calcular el empuje nominal en vuelo rectilíneo y uniforme. Para trasladar dicho empuje desde una cota de vuelo a otra podría utilizarse alternativamente una ley de corrección de empuje con altitud.
- Para el bloque II, una medida que ahorraría tiempo sería alimentar a la función que resuelve el sistema con la tobera adaptada con unos iterantes iniciales que fueran la solución de resolver el mismo sistema suponiendo tobera bloqueada, de esta manera *fsolve* convergería mucho antes.
- La implementación de la cinética de la combustión permitiría arrojar resultados más precisos, sobre todo desde el punto de vista de los gastos de aire en condiciones no estacionarias.
- Se podría reducir los tiempos de cálculo del bloque II sin más que desacoplar algunas de las ecuaciones del paquete, por lo que el tamaño de la matriz que resuelve *fsolve*, así como el vector de variables de salida, se reducirían, acelerando así la convergencia del sistema.
- Como se recuerda, todo el programa ha sido desarrollado siguiendo un modelo estacionario. Para futuras versiones, se podría partir de estos algoritmos y desarrollar una versión en condiciones dinámicas. Con ambos programas en conjunto el usuario dispondría de un simulador de vuelo completo en el que el motor sería sensible también a cambios en las condiciones de entrada variables con el tiempo.

ANEXOS

6.1 Manual de usuario

En este apartado se procederá a elaborar de forma esquemática una guía de ayuda para que el usuario aprenda a familiarizarse con la herramienta. Se recomienda que el usuario vaya interaccionando con los componentes de la herramienta a medida que lee el manual secuencialmente, para comprobar que se aparecen las pantallas que corresponden y que obtiene los resultados esperados. Este manual se focalizará solo en el primer bloque de la aplicación.

1. Para comenzar, inicialice la aplicación en MATLAB: MATLAB → APPS → TurboJetDesigner
2. Al correr la aplicación aparecerá el menú principal. Las funciones de cada uno de los botones y paneles se detallaron en las secciones 3.3.3 y 3.3.4.

Componentes	N1	N2	N3	N4
Relación compresión difusor	0.9	0.95	0.98	0.995
Rend. politrópico compresor	0.8	0.84	0.88	0.9
Caída de presión de remanso CC	0.9	0.92	0.94	0.96
Rendimiento CC	0.88	0.94	0.99	0.995
Rend. politrópico turbina (no refrigerada)	0.8	0.85	0.89	0.91
Rend. politrópico turbina (refrigerada)	NO APLICA	0.83	0.87	0.89
Relación compresión tobera	0.93	0.96	0.97	0.98
Temperatura salida CC (máxima)[K]	1110	1390	1780	2000
Trans. de potencia mecánica	0.95	0.96	0.97	0.98
Porcentaje sangrado	NO APLICA	4.87	9.75	15.25

Ilustración 0-1: menú principal. Captura 1

3. Seleccione en primer lugar el nivel N3 de motor pulsando sobre uno de los cuatro botones. Si desea personalizar por completo el motor, seleccione PE y comprobará cómo se activa el botón de *Personalización de parámetros tecnológicos*. Pulse este botón y pruebe a editar los valores de los parámetros. Cuando haya terminado pulse el botón de *Guardar* y luego el de *Menú principal*.

Ilustración 0-2: menú pantalla I. Captura 2

00

OBSERVACIONES La numeración de los parametros es creciente a lo largo del motor (de .izq. a dch.)

Difusor

Relación presiones de remanso (<1) 0.98

Compresor

Relación compresión 1(%) 100

Relación compresión 2(%)

Relación compresión 3(%)

Rendimiento politrópico 1 0.84

Rendimiento politrópico 2

Rendimiento politrópico 3

Sangrado (%) 6.25

Temperaturas

Tmax-CC 1800 Tmax-PC 1800

T-CC 1400 T-PC 1700

Tobera

Caída de presión (<1) 0.97

Cámara de Combustión

Rendimiento Guardado OK

Caída de presión remanso

Turbina

Rendimiento politrópico 1 0.89

Rendimiento politrópico 2

Rendimiento politrópico 3

Rendimiento mecánico 1 0.96

Rendimiento mecánico 2

Rendimiento mecánico 3

Guardar Parámetros Tecnológicos

Menu Principal

Ilustración 0-3: menú pantalla 2. Captura 3

- Si desea personalizar la composición en masa del fluido de entrada pulse sobre el botón *Personalización del fluido* y modifique los compuestos que desee. Cuando haya terminado cierre la ventana pulsando en *Guardar composición*.

Composicion fluido

Observación: Deben de sumar 100

Nivel tecn

9950

9000

9600

9950

9100

8900

9800

2000

9800

2500

Personal

Condicion

Altitud de v

Composicion fluido

CO₂: 0.05

H₂O: 0

CO: 0

H₂: 0

O₂: 23.15

N₂: 75.52

OH: 0

NO: 0

O: 0

H: 0

Ar: 1.28

Guardar composición

M0 0.85

Ilustración 0-4: menú pantalla 1. Captura 4

- A continuación puede modificar las condiciones de vuelo en el panel de *Condiciones de vuelo, refrigeración y ejes*. A modo de ejemplo para esta guía se van a utilizar 45000 pies y un Mach de 0.5.
- Dependiente del motor que haya elegido es siempre recomendable elegir un rango de temperaturas fin de combustión T_{cc} coherente, para evitar obtener mapas incongruentes. Ídem con el número de Mach. Para ello vaya al menú principal, haga clic en *Modificar parámetros gráficas* y edite los valores correspondientes del rango de T_{03} y M_0 .

	N1	N2	N3	N4
	0.9	0.95	0.98	0.995
	0.8	0.84	0.88	0.9
	0.9	0.92	0.94	0.96
	0.88	0.94	0.99	0.995
ada)	0.8	0.85	0.89	0.91
)	NO APLICA	0.83	0.87	0.89
	0.93	0.96	0.97	0.98
	1110	1390	1780	2000
	0.95	0.96	0.97	0.98
	NO APLICA	4.87	9.75	15.25

NO ' ' PARA LOS DECIMALES !!

que le sean de ayuda para su diseño.

compresión ☐ TSFC-Relación de compresión ☐ Rendimientos

Modificar parámetros gráfica

Calcular

Personalización del fluido

Personalización de parámetros tecnológicos

Condiciones de vuelo, refrigeración y ejes

Altitud de vuelo z0 (ft)

M0

Refrigeración turbina

Nº ejes

Guardar parámetros escogidos

Selección del punto de operación

Parámetros tecnológicos

Parámetros de diseño

Relación compresión

Rend. politrópico

Caída de presión

Rendimiento C

Rend. politrópico

Rend. politrópico

Relación compresión

Temperatura de entrada

Trans. de potencia

Porcentaje san

Mach

Numero de ejes

Altitud(ft)

Análisis visual de los resultados

Selección del punto de operación

Ilustración 0-5: menú pantalla I. Captura 5

Parámetros Gráficos

Temperaturas a la salida de la CC

Temperatura 1: K

Temperatura 2: K

Temperatura 3: K

Gráficas para diferentes velocidades

Mach mínimo:

Mach máximo:

OK

☐ MAPA MOTOR ☐ Ee-Relación de compresión ☐ TSFC-Relación de compresión ☐ Rendimientos

Modificar parámetros gráfica

0.9000 0.9500 0.9800 0.9950

☐ N1
☒ N2
☐ N3
☐ N4
☐ PE

Personalización

Condiciones de

Altitud de vuelo

Refrigeración tu

Ilustración 0-6: menú pantalla I. Captura 6

7. A continuación pruebe a seleccionar las salidas *MAPA MOTOR* y *Ee-Relación de compresión* pulsando sobre los casillas correspondientes como se muestra en la siguiente captura.

MENU PRINCIPAL

Componentes	N1	N2	N3	N4
Relación compresión difusor	0.9	0.95	0.98	0.995
Rend. politrópico compresor	0.8	0.84	0.88	0.9
Caída de presión de remanso CC	0.9	0.92	0.94	0.96
Rendimiento CC	0.88	0.94	0.99	0.995
Rend. politrópico turbina (no refrigerada)	0.8	0.85	0.89	0.91
Relación compresión tobera	0.93	0.96	0.97	0.98
Temperatura salida CC (máxima) [K]	1110	1390	1780	2000
Trans. de potencia mecánica	0.95	0.96	0.97	0.98
Porcentaje sangrado	0	4.87	9.75	15.25

IMPORTANTE: USAR ' ' NO ' ' PARA LOS DECIMALES !!

Espacio de cálculo

Seleccionar las gráficas a mostrar que le sean de ayuda para su diseño.

☒ MAPA MOTOR ☒ Ee-Relación de compresión ☐ TSFC-Relación de compresión ☐ Rendimientos

Modificar parámetros gráfica

Número de iteraciones

Calcular

Personalización del fluido

Personalización de parámetros tecnológicos

Condiciones de vuelo, refrigeración y ejes

Altitud de vuelo z0 (ft) 5.5e+04

M0 0.85

Refrigeración turbina No

Nº ejes 1

Guardar parámetros escogidos

Modificar parámetros

Parámetros tecnológicos seleccionados

Parámetros Tecnológicos

Relación compresión difusor

Rend. politrópico compresor

Caída de presión de remanso CC

Rendimiento CC

Rend. politrópico turbina (no refrigerada)

Relación compresión tobera

Temperatura salida CC (máxima) [K]

Trans. de potencia mecánica

Porcentaje sangrado

Mach

Numero de ejes

Altitud(ft)

Análisis visual de los resultados

Selección del punto de diseño y análisis

Ilustración 0-7: menú princial. Captura 3

8. Por último, revise bien en la tabla de la derecha si los valores seleccionados son correctos. Acto seguido pulse el botón *Guardar Parámetros escogidos* y luego el botón *Calcular*. La simulación empezará a correr y le aparecerá una barra de espera en mitad de la pantalla, indicándole tanto la salida que está calculando en cada instante como el porcentaje de proceso que lleva calculado. Si desea cancelar la simulación pulse el botón *Cancelar*.



Ilustración 0-8: menú pantalla I. Captura 8

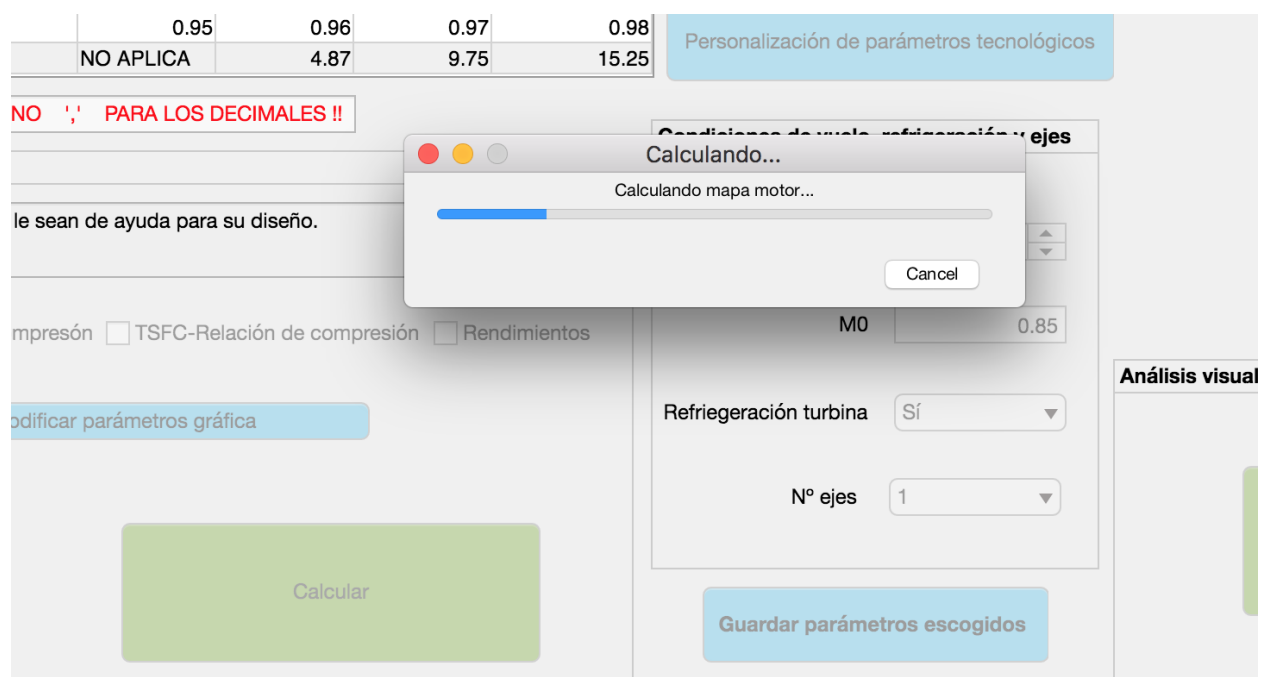


Ilustración 0-9: menú pantalla I. Captura 9

Cuando la simulación se haya completado, le aparecerá activo el botón de *Selección del punto de diseño y análisis de sensibilidad*. Para pasar al siguiente menú pulse dicho botón. Si desea por el contrario repetir la simulación con otros datos o condiciones, pulse el botón de *Modificar parámetros*. Le aparecerá un mensaje de aviso para confirmar si desea modificar los parámetros.

Una de las ventajas de la aplicación es que si una vez haya realizado la simulación de algunas salidas y desea volver a repetirla, pero añadiendo otras, las anteriores se guardarán para no tener que volver a calcularlas, ahorrando así tiempo de cálculo.

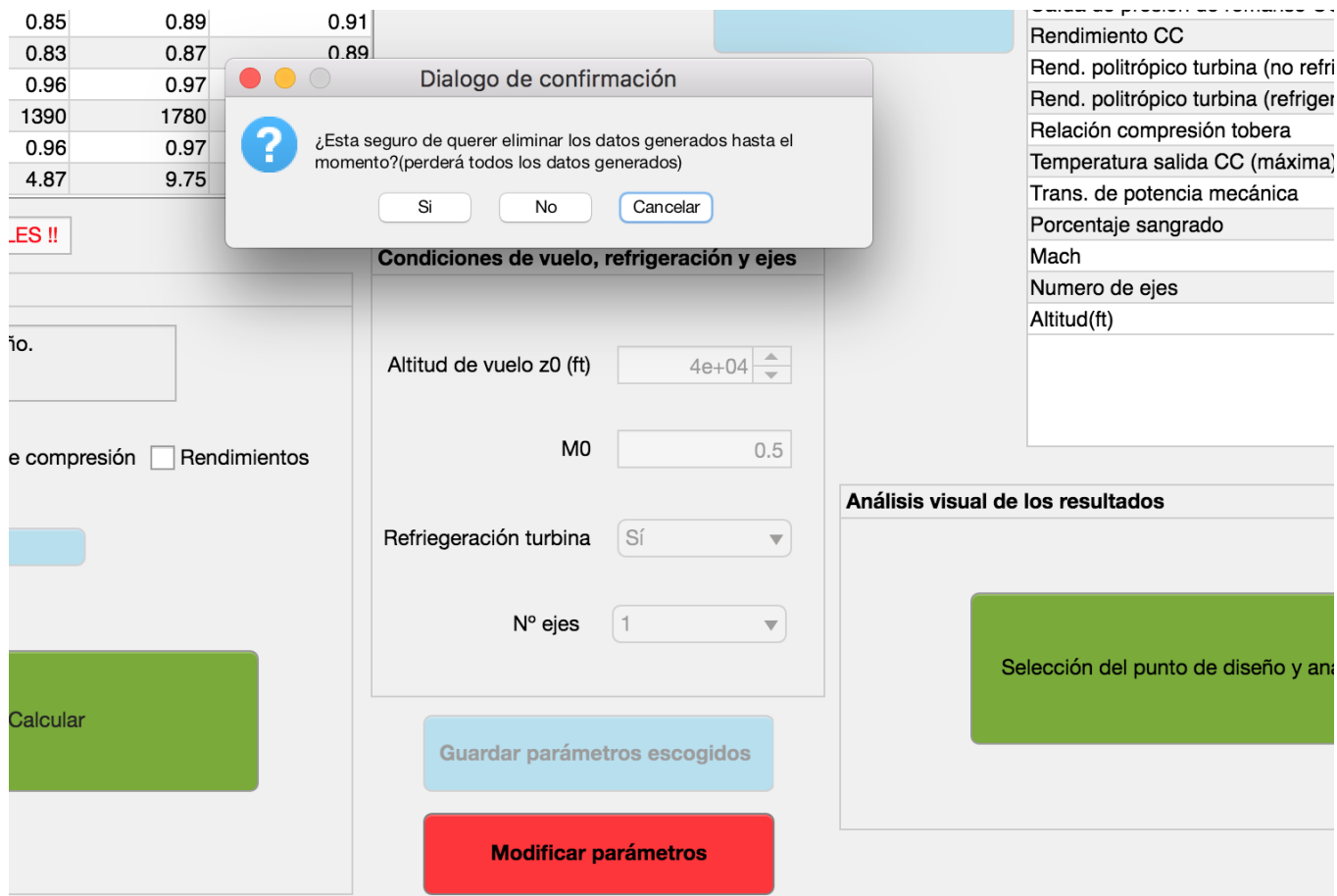


Ilustración 0-10: menú pantalla I. Captura 10

Una vez que se encuentre en el menú pantalla II (manú de postprocesado), siga los siguientes pasos:

1. Elija una salida para representar mediante los botones del panel superior, que deben aparecer activos. Por ejemplo, pulse el botón *Mapa motor*. Compruebe que aparece sobre la gráfica una figura como la que se muestra en la captura 11.
2. Si lo desea puede también comprobar cómo se representan las diferentes figuras correspondientes a la salida 2, que muestra la evolución del E_e frente a π_c para varias T_{cc} . Para ello solo despliegue la pestaña de temperaturas pulsando sobre la flecha y elija una opción.

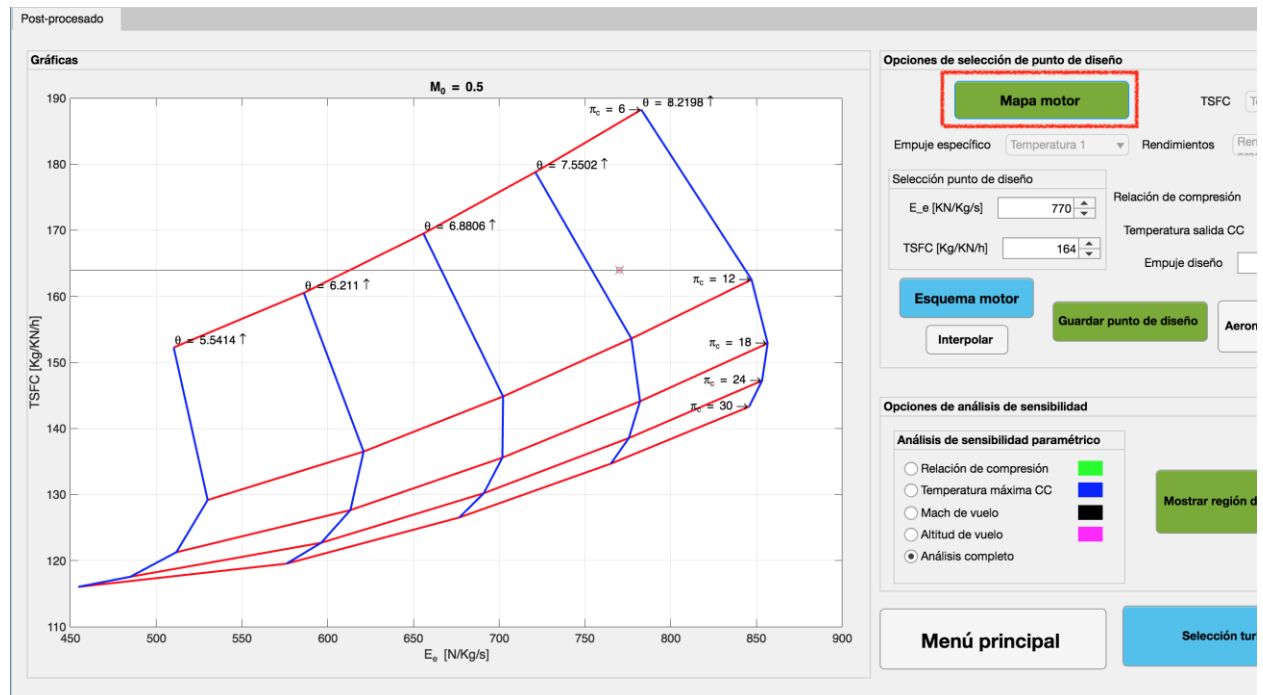


Ilustración 0-11: menú pantalla II. Captura 11

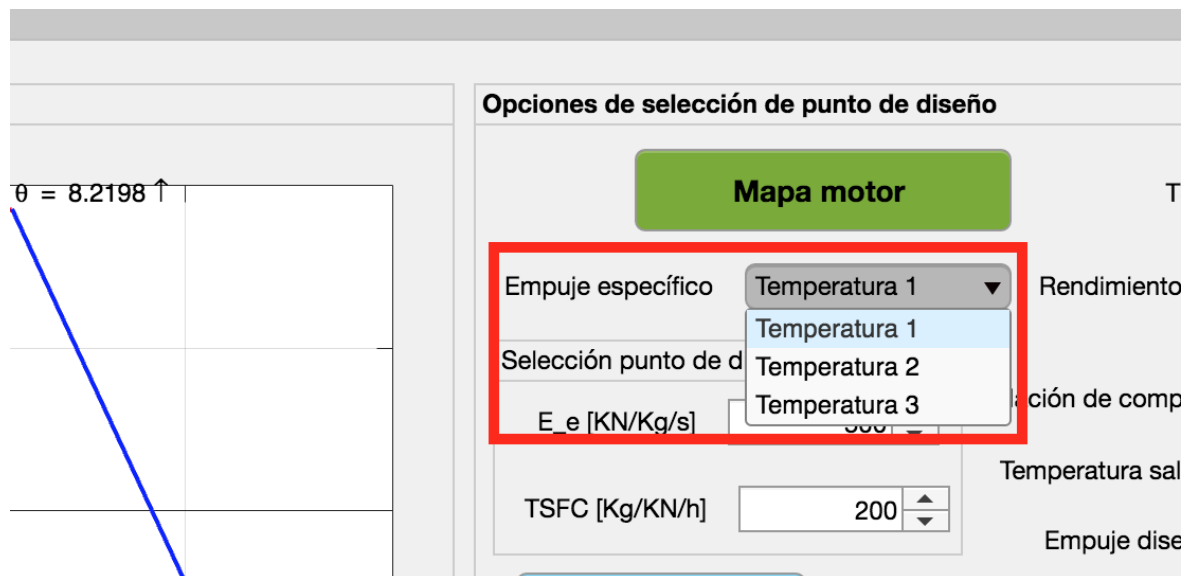


Ilustración 0-12: menú pantalla II. Captura 12

Se obtendrán unas curvas como las que se muestran a continuación.

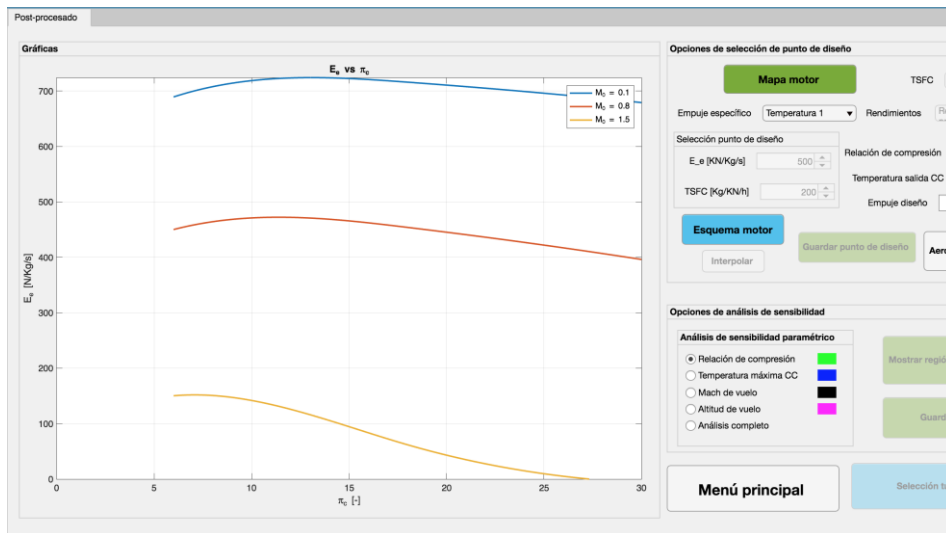


Ilustración 0-13: Empuje específico para T_1

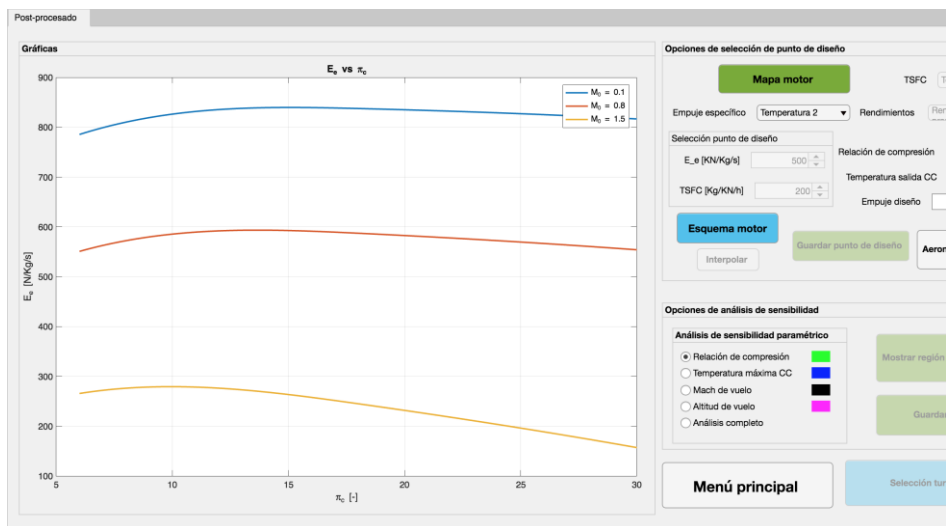


Ilustración 0-14: Empuje específico para T_2

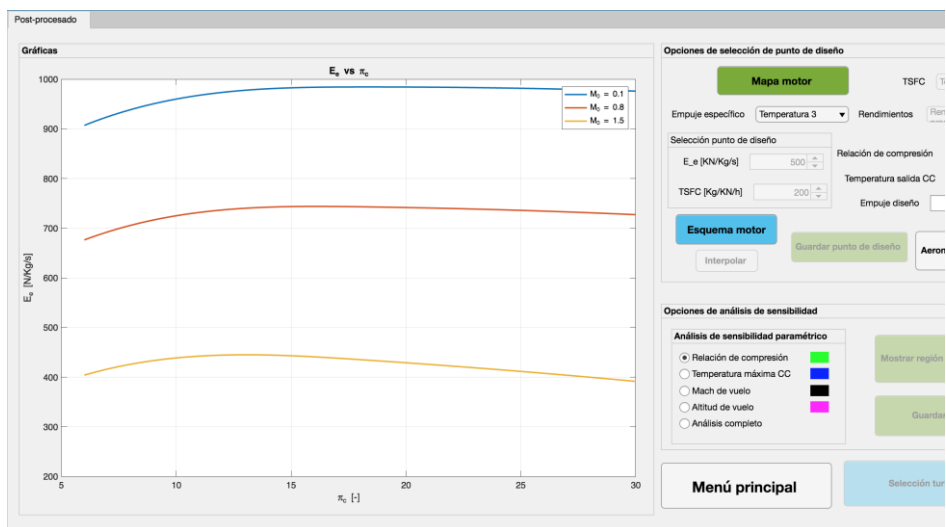


Ilustración 0-15: Empuje específico para T_3

Una vez visualizadas las salidas para su análisis², uno puede elegir y fijar el punto de diseño. Para ello, vaya al panel de *Selección punto de diseño* y siga los siguientes pasos:

1. Vuelva a pulsar el botón de *Mapa motor*
2. Utilice los spinners de E_e y $TSFC$ pulsando sobre las flechas para que el punto sobre la figura del mapa vaya moviéndose según los valores elegidos. Puede escribir también los valores directamente sobre las casillas.
3. Cuando desee fijar el punto de diseño, primero pulse el botón *Interpolar* y a continuación el de *Guardar punto de diseño*. Aparecerá una ventana de aviso de que el punto se ha guardado. Pulse *Ok*.
4. Por último, puede fijar un empuje de diseño previo al dimensionado de las turbomáquinas del bloque 2 sin más que entrar con un valor en la casilla de *Empuje diseño*. Si lo prefiere, puede pulsar el botón *Aeronaves de referencia* para desplegar una tabla con los motores de algunos de los aviones caza más conocidos históricamente, donde aparece el empuje de diseño de cada uno de ellos.

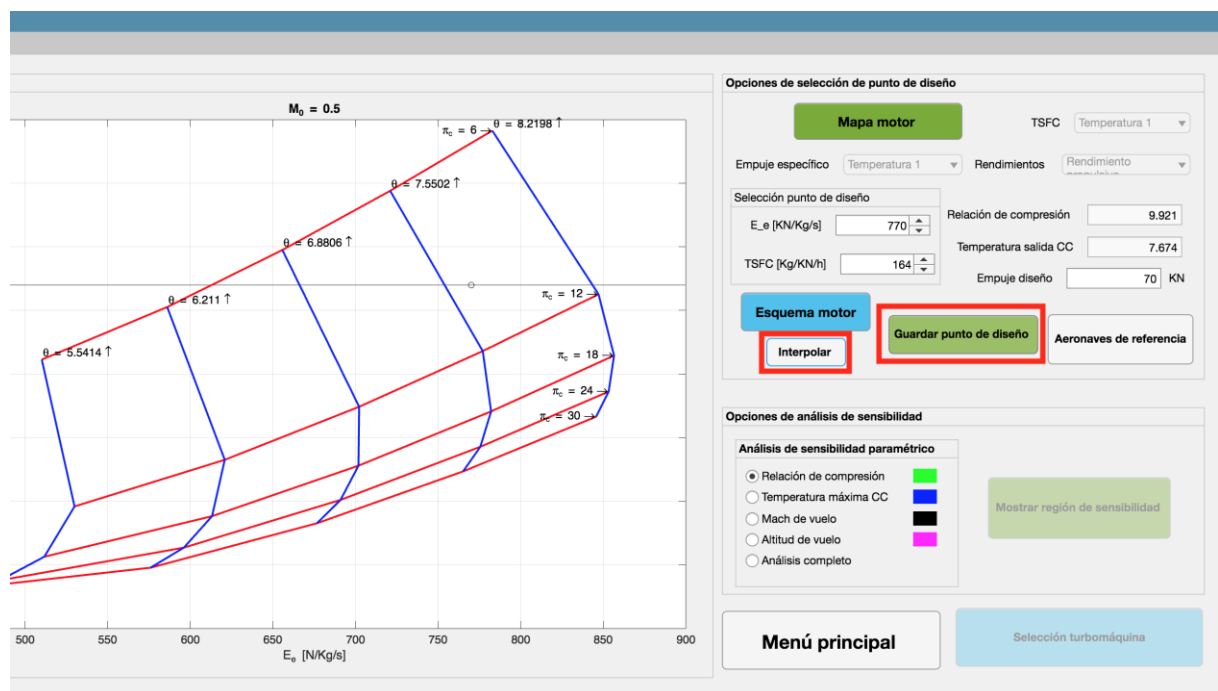


Ilustración 0-16: menú pantalla II. Captura 16

² Para analizar y entender mejor las gráficas de las salidas y las variables con las que están parametrizadas, puede desplegar el esquema del motor pulsando sobre el botón *Esquema motor*. Aparecerá un dibujo con las etapas del turborreactor con las que podrá comprender mejor a qué parte corresponden los subíndices de las temperaturas y presiones de remanso.

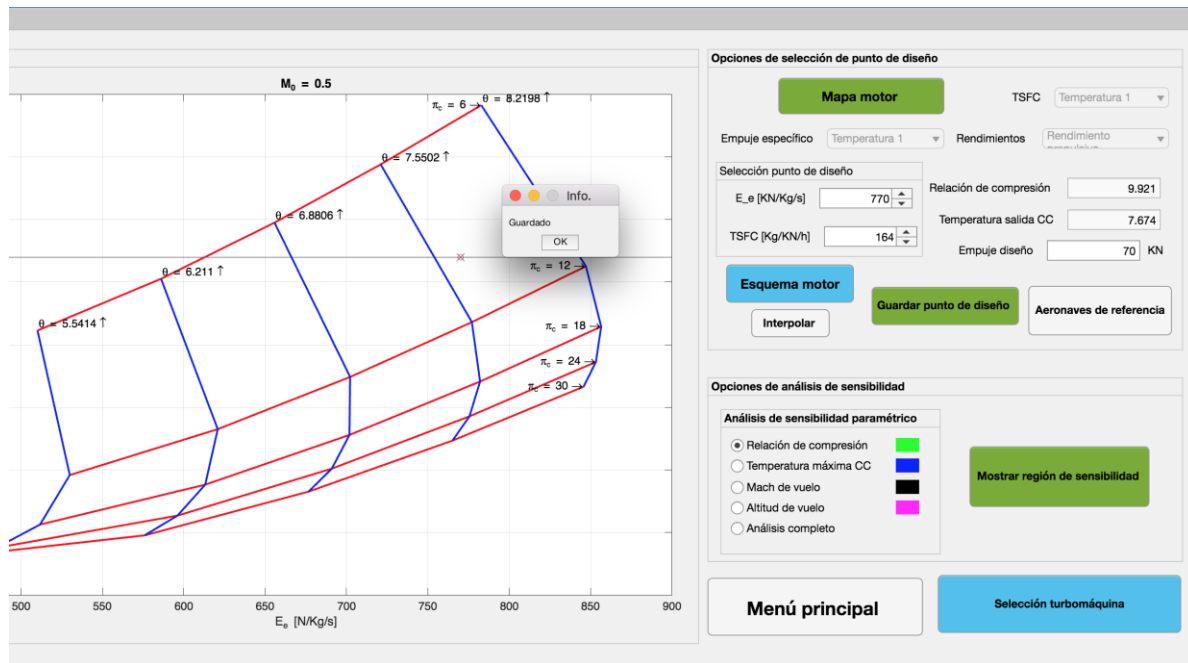


Ilustración 0-17: menú pantalla II. Captura 17

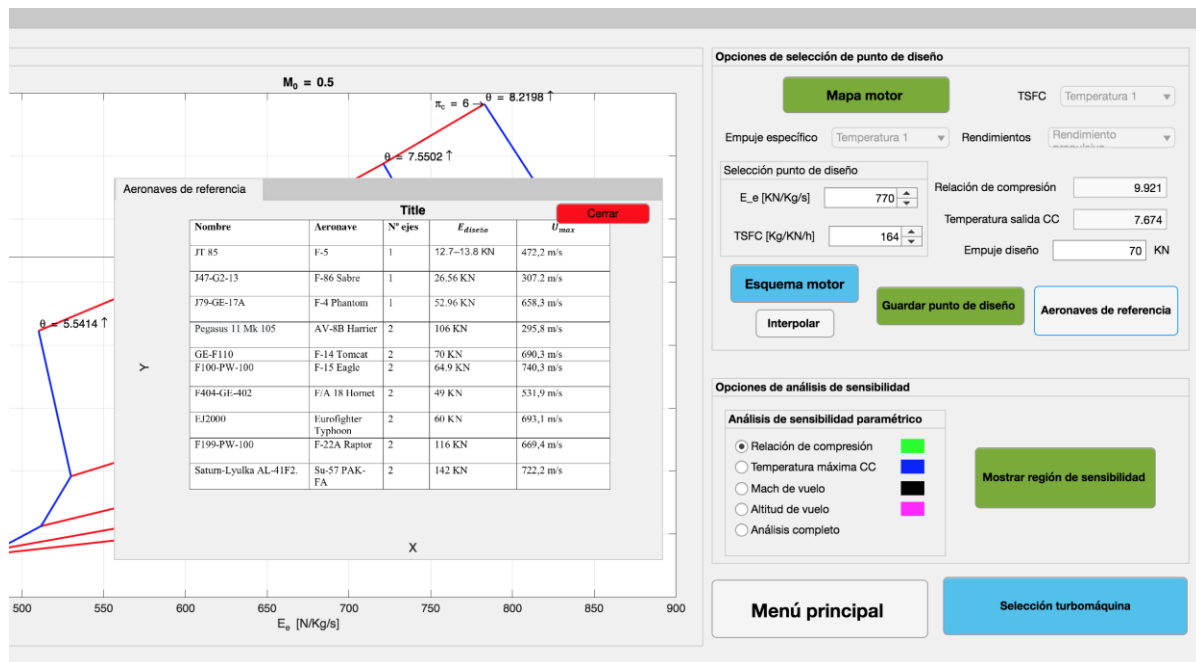


Ilustración 0-18: menú pantalla II. Captura 18

Llegados a este punto uno puede pasar al siguiente bloque o bien realizar un análisis de sensibilidad en torno al punto al de diseño. Para ello siga las instrucciones:

1. En el panel de *Opciones de análisis de sensibilidad*, seleccione una de las variables respecto a la cual variar el punto de diseño. Puede elegir una de las cuatro variables que aparecen en la captura 18 o bien realizar el análisis completo (variación respecto de todas ellas).
2. Una vez seleccionada una opción pulse el botón *Mostrar región de sensibilidad* y espere a que la simulación haga el análisis. Una vez terminado los puntos se mostrarán sobre el mapa motor com aparece en la captura 19.

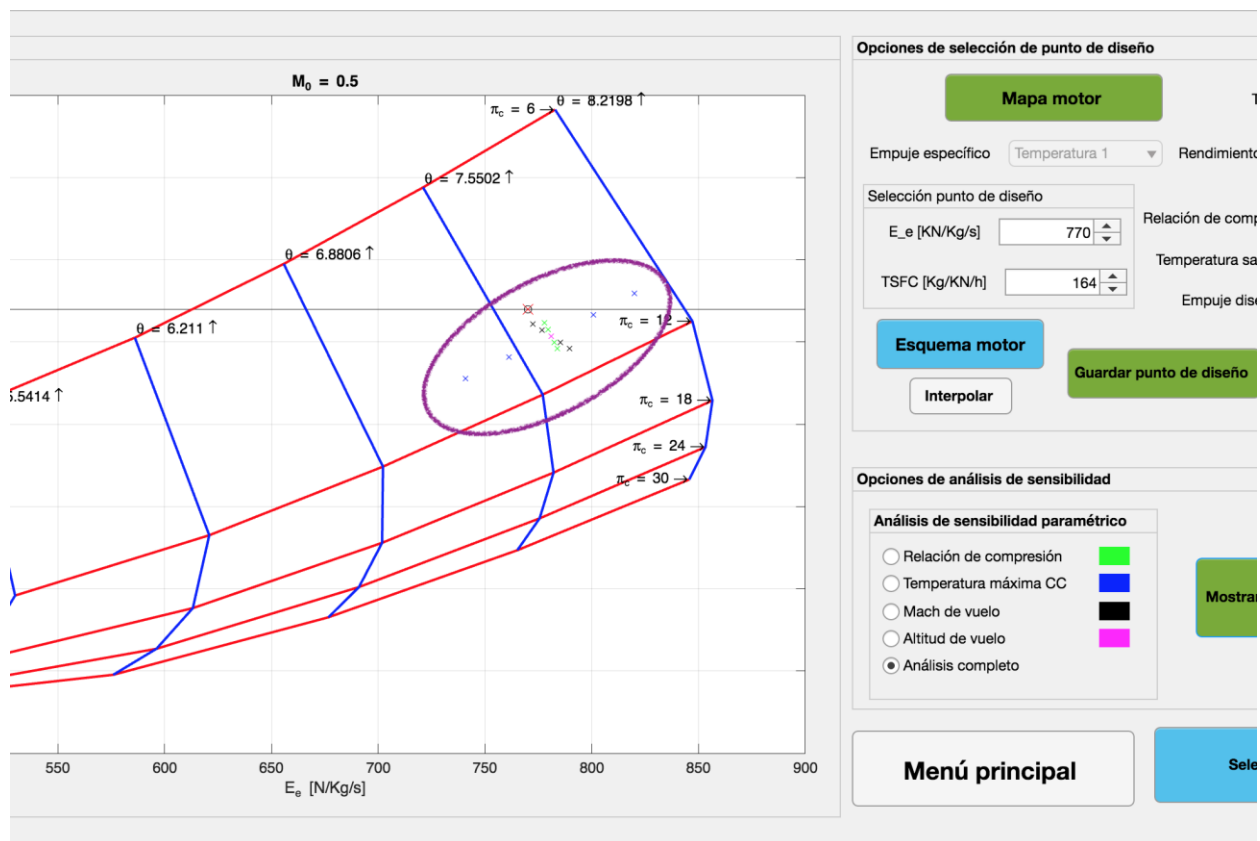


Ilustración 0-19: menú pantalla II. Captura 19

Hasta aquí correspondería el tutorial de este primer bloque de la herramienta.

Para el tutorial del segundo bloque, empeece por pulsar el botón *Selección turbomáquina*. A continuación pasará al menú pantalla III, que debe tener el siguiente aspecto:

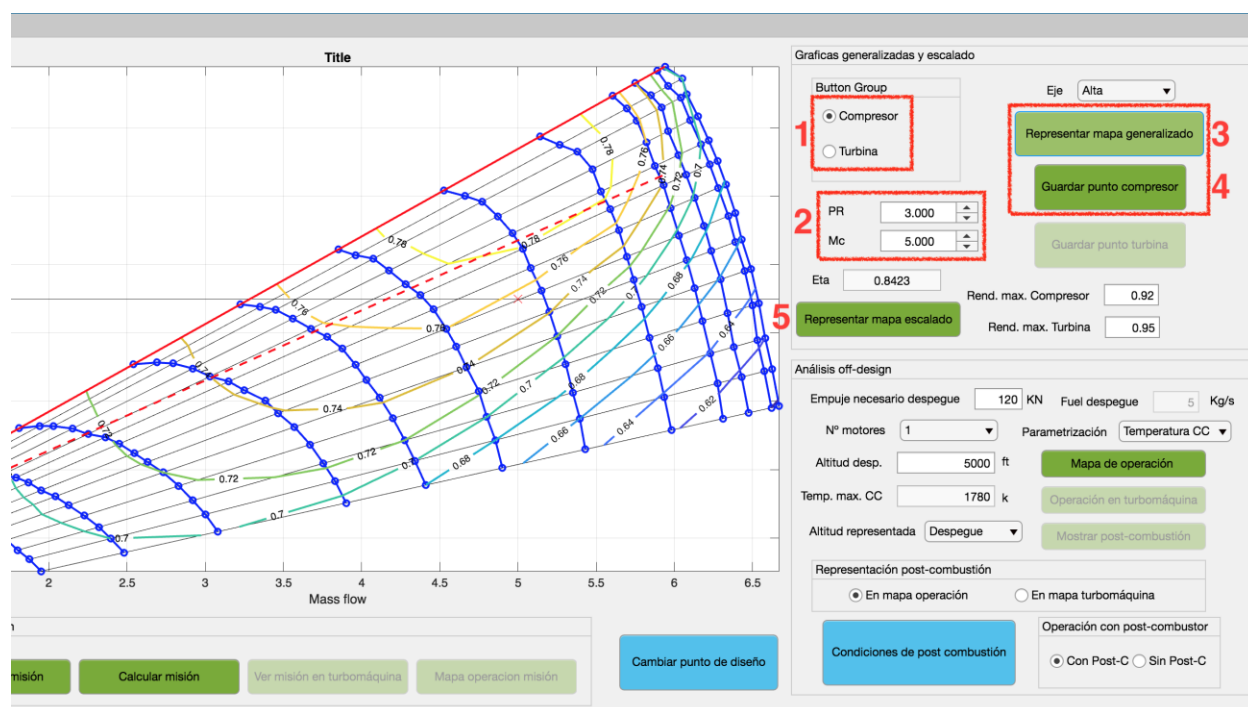


Ilustración 0-20: menú pantalla III. Captura 20

1. En primer lugar, seleccione en el panel de arriba el botón de *Compresor*
2. Pulse el botón de *Representar mapa generalizado*
3. Se mostrará el mapa de compresor tal y como se aprecia en la captura 20. Para seleccionar el punto de diseño:
 - a. Utilice las flechas de los selectores de PR y Mc para mover el punto por el mapa. Si lo prefiere también puede escribir el valor directamente sobre cada casilla.
 - b. Cuando haya elegido el punto, guárdelo pulsando el botón *Guardar punto de compresor*.
4. Para escalar el mapa pulse el botón *Representar mapa escalado*.
5. Repita los pasos del 2 al 4 pero seleccionando el botón *Turbina*.

Una vez escaladas las dos turbomáquinas ya está en disposición de calcular el mapa de operación. Para ello:

1. Elija las condiciones que crea convenientes para el despegue.
2. Escoja una de las dos variables para parametrizar los mapas de operación. Para el ejemplo se va a seleccionar T_{CC} .
3. Pulse mapa de operación y espere a que se complete la simulación.

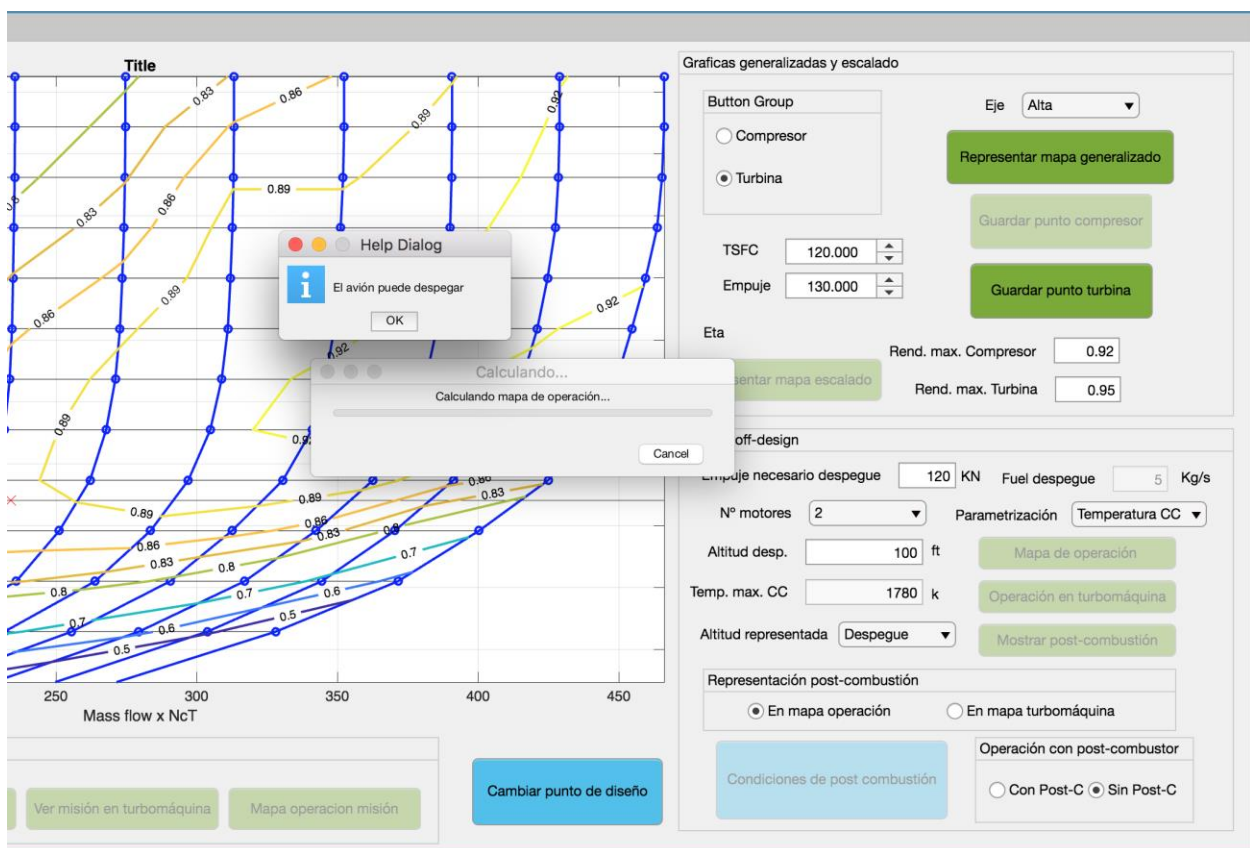


Ilustración 0-21: menú pantalla III. Captura 21

Una vez terminado el proceso ya puede visualizar el mapa de operación haciendo clic sobre el desplegable *Altitud representada* y eligiendo una de las tres cotas de vuelo para las que se han calculado los mapas. Luego vuelva a pulsar el botón *Mapa operación*.

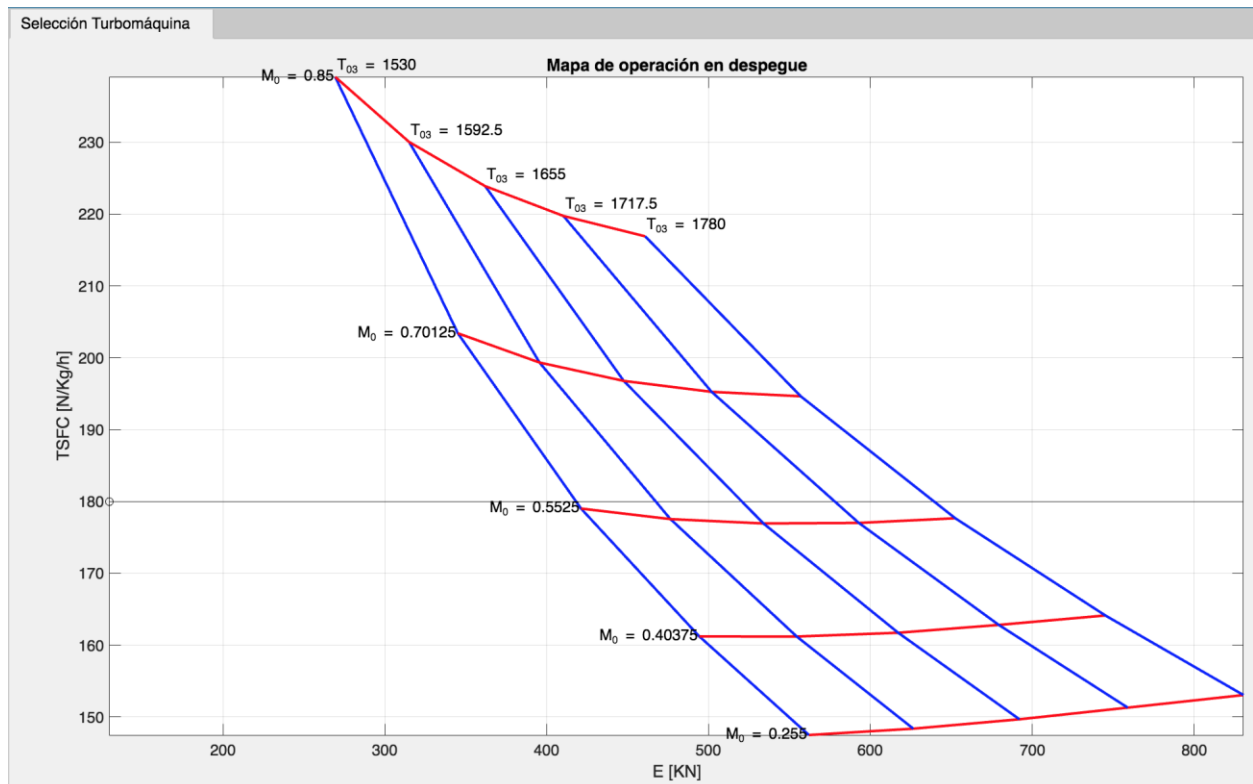


Ilustración 0-22: mapa de operación 1. Despegue

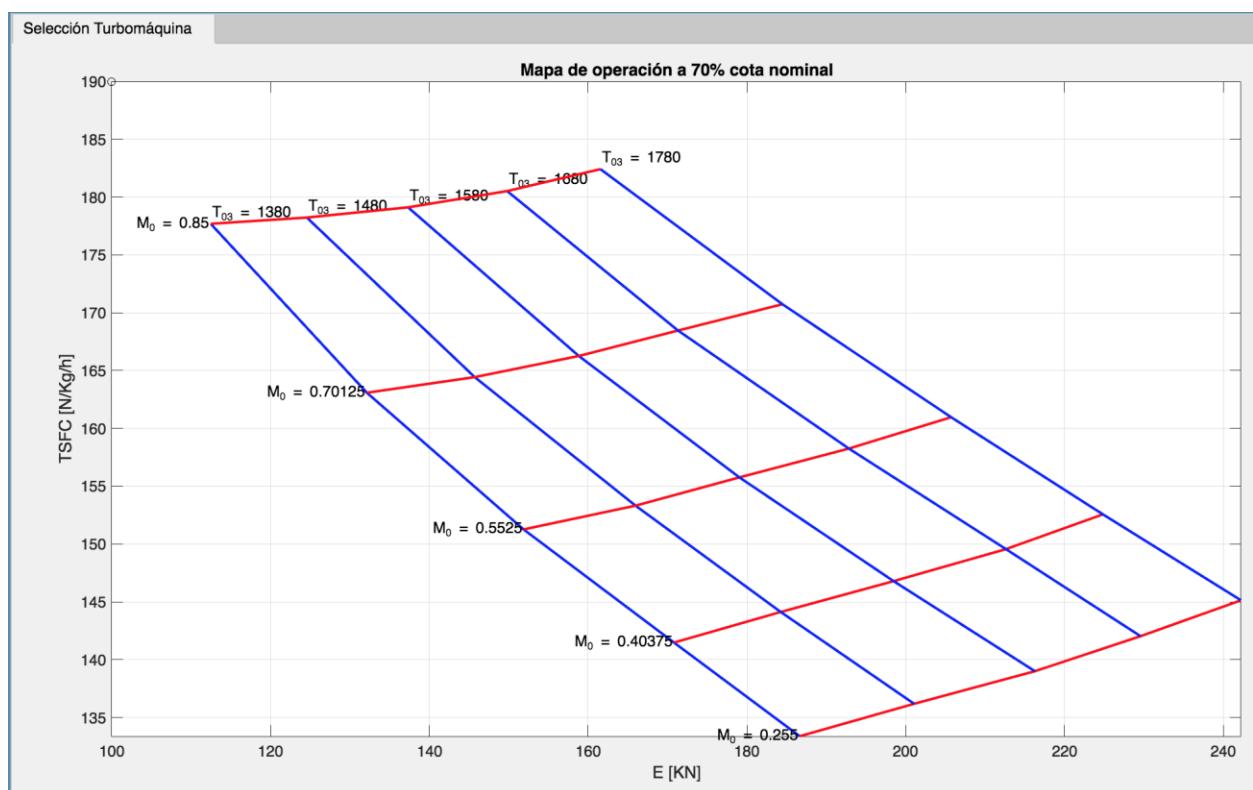


Ilustración 0-23: mapa de operación 2. 70% de cota nominal

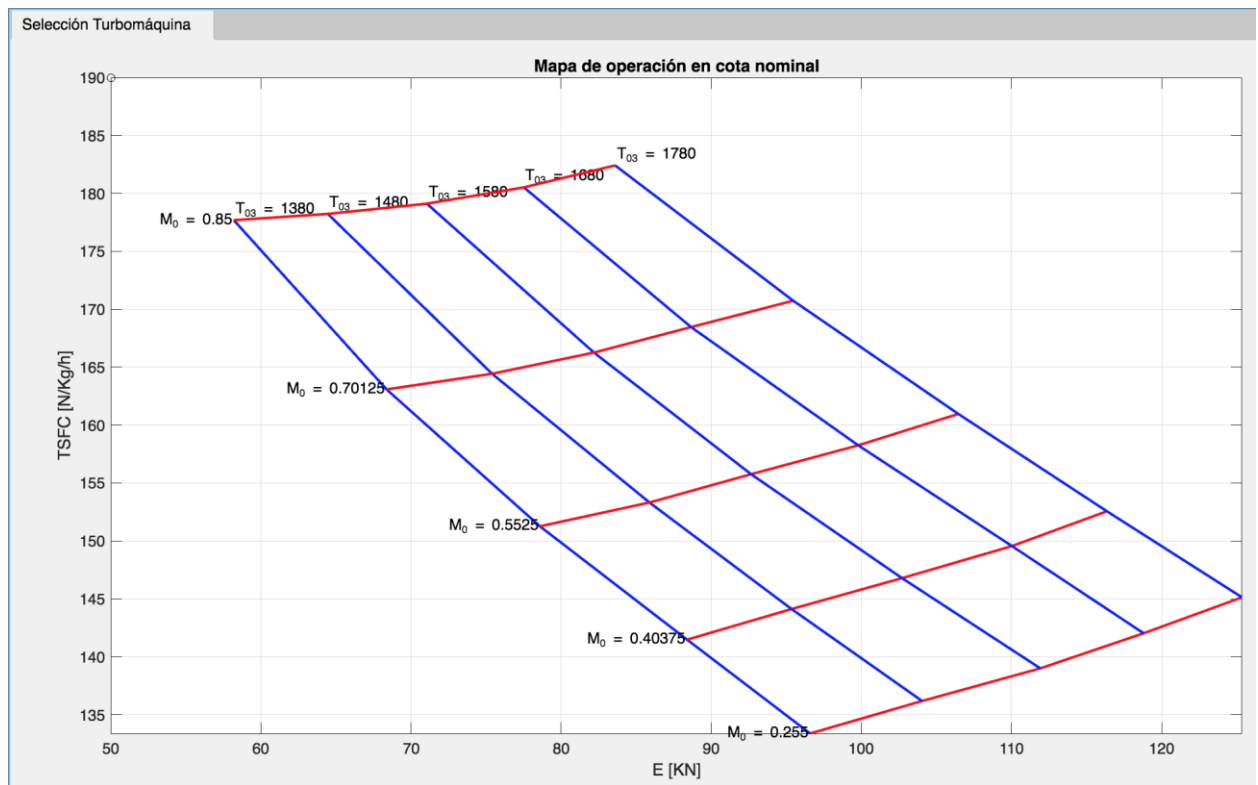


Ilustración 0-24: mapa de operación 3. Cota nominal

A continuación puede repetir el cálculo de los mismos mapas pero usando como parámetro el gasto de combustible. Para ello:

1. En el desplegable de *Parametrización*, seleccione *Gasto de combustible*.
2. Se activará arriba la casilla para editar el gasto de combustible máximo que podrá entrar al motor. Edite la casilla con el valor deseado. Se recomienda dejarlo en $5 \frac{Kg}{s}$.
3. De igual manera que se hacía con la T_{cc} , una vez terminada la simulación elija una opción del desplegable *Altitud representada* y pulse el botón *Mapa operación*.

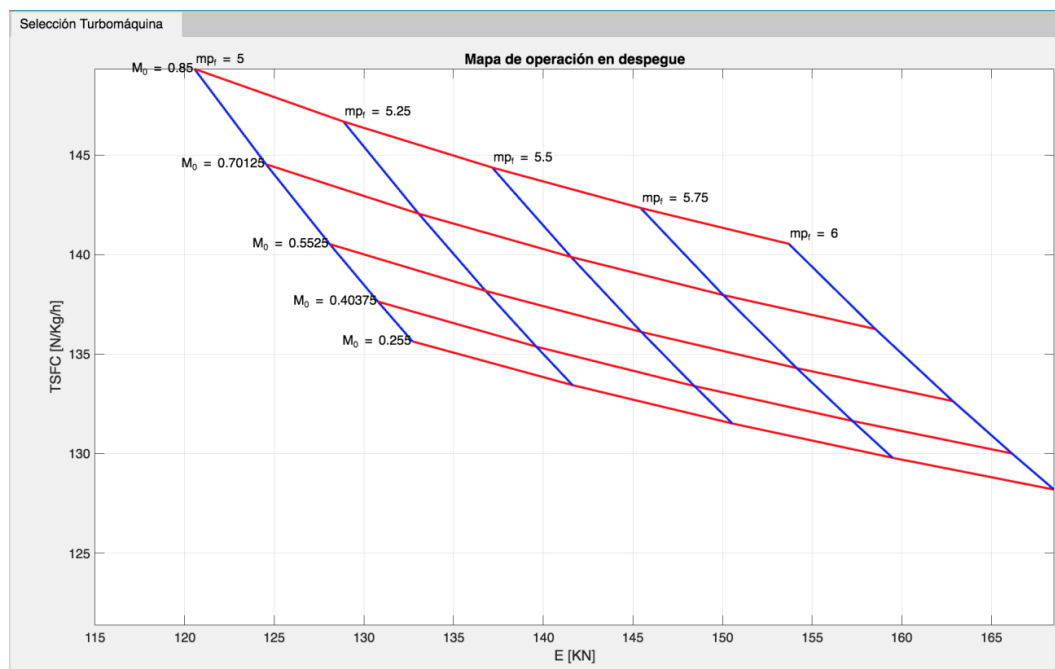


Ilustración 0-25: mapa de operación con gasto de combustible en despegue

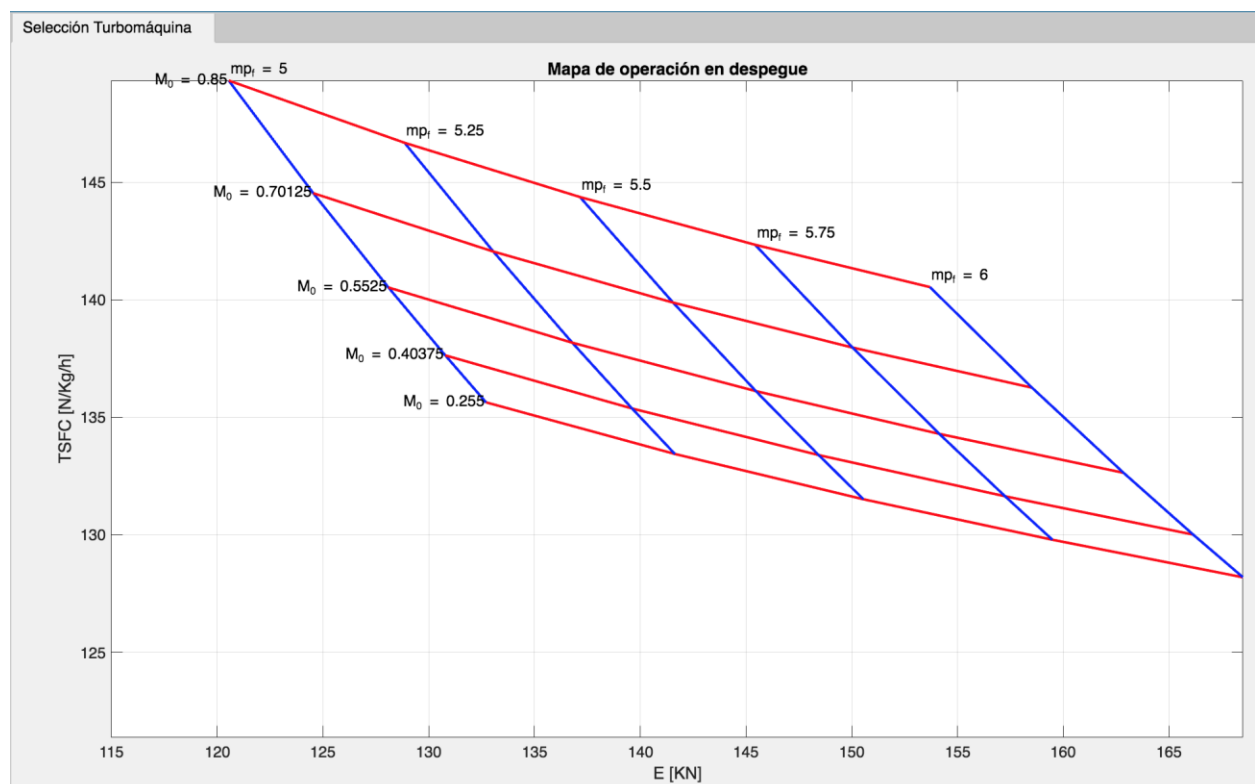


Ilustración 0-26: mapa de operacion con gasto de combustible 2

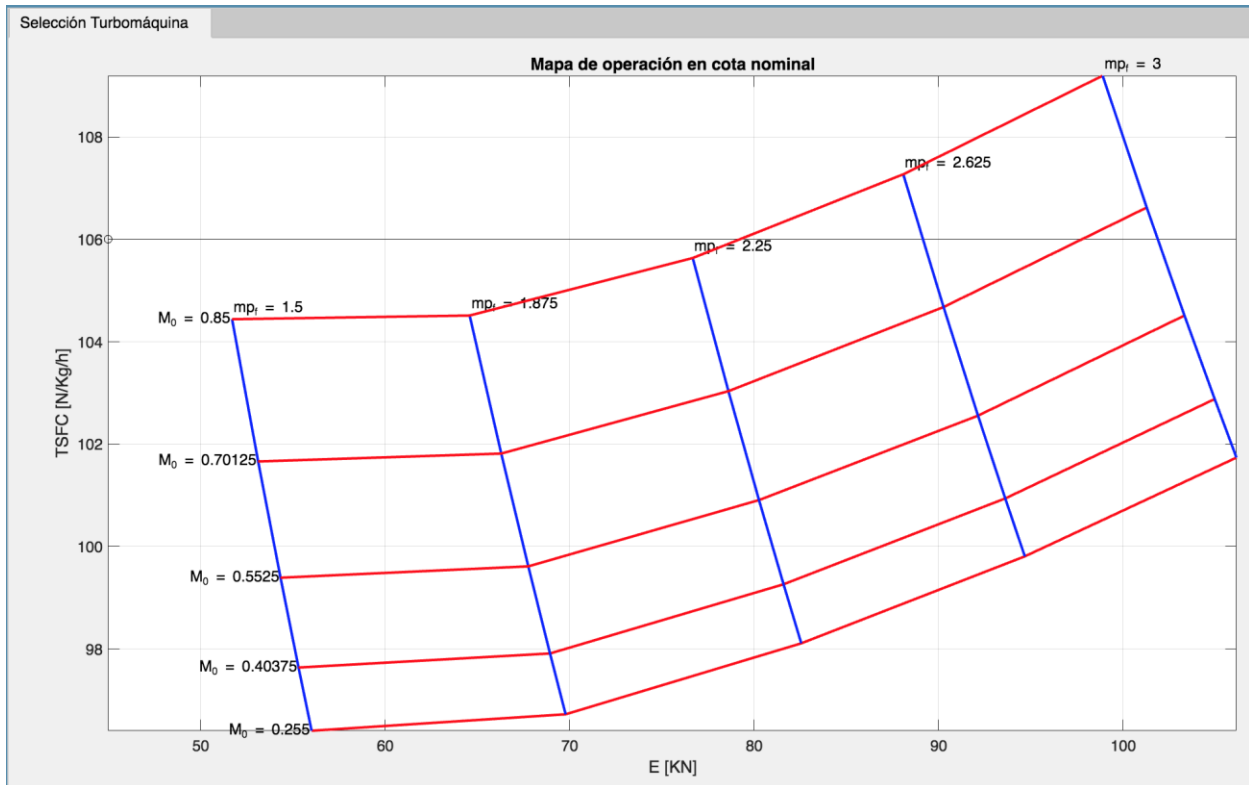


Ilustración 0-27: mapa de operación con gasto de combustible 3

A continuación se explicará cómo analizar un perfil típico de misión.

1. En primer lugar, vaya al panel inferior en el menú pantalla III, bajo la gráfica donde se representan las figuras.



Ilustración 0-28: menú pantalla III. Captura 28

2. A continuación defina una nueva misión pulsando sobre el botón *Definir nueva misión*. Aparecerá una captura como la que se muestra en la figura captura 29, con el siguiente perfil de misión:

120

Personalización puntos misión

Puntos:	Final despegue-inicio subida	Final subida-inicio crucero	Final crucero-inicio descenso	Final descenso-inicio aterrizaje
Mach de vuelo:	0.3	0.7	0.7	0.2
Altitud de vuelo (ft):	1	2.5e+04	2.5e+04	1
Empuje (KN):	80	100	100	50

Title

Y

Subida
(z_2, m_2, E_2)

Crucero
(z_3, m_3, E_3)

Descenso
(z_4, m_4, E_4)

Despegue
(z_1, m_1, E_1)

Aterrizaje
(z_5, m_5, E_5)

X

Guardar condiciones misión

Selección puntos misión

Ilustración 0-29: menú pantalla III. Captura 29

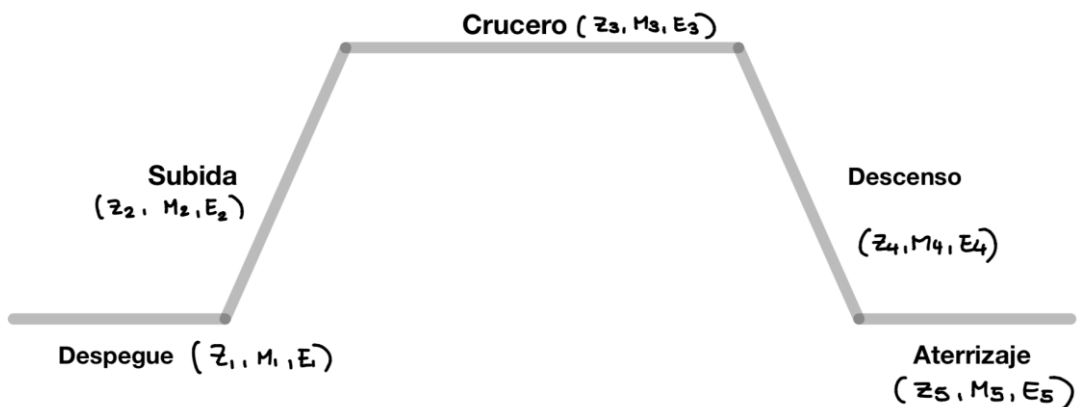


Ilustración 0-30: esquema de perfil típico de misión

3. Edite los valores correspondientes a altitud, empuje y número de Mach en las diferentes casillas correspondientes a los puntos que definen la misión. Cuando haya terminado pulse el botón *Guardar condiciones misión*.
4. Pulse el botón *Calcular misión*. El programa empezará a correr la simulación y le mostrará una barra de carga.
5. Cuando haya terminado, podrá visualizar los resultados sobre dos mapas diferentes:
 - a. Los puntos de misión en términos de empuje y consumo específicos. Para ello pulse el botón *Mapa operación misión*
 - b. Los puntos de misión sobre los mapas de las turbomáquinas. Para ello pulse el botón *Ver misión en turbomáquina*. Podrá alternar entre el mapa de compresor y turbina pulsando sobre el botón correspondiente en el panel superior del menú.

Llegados a este punto, el usuario puede comprobar finalmente si la elección de las turbomáquinas que

detrminan en gran medida el diseño del motor es correcta. Un ejemplo de buen diseño es el que puede observarse en los mapas de la captura 32, en el que se observa que todos los puntos quedan por debajo de la línea de operación.

Para la turbina existen menos limitaciones en cuanto a funcionamiento. Solo puede decirse que es capaz de suministrar el gasto y la potencia que demanda el compresor y con unos rendimientos en general altos, y sobre todo bastante cerca del punto de diseño, que aparece en la figura 33 marcado con una x .

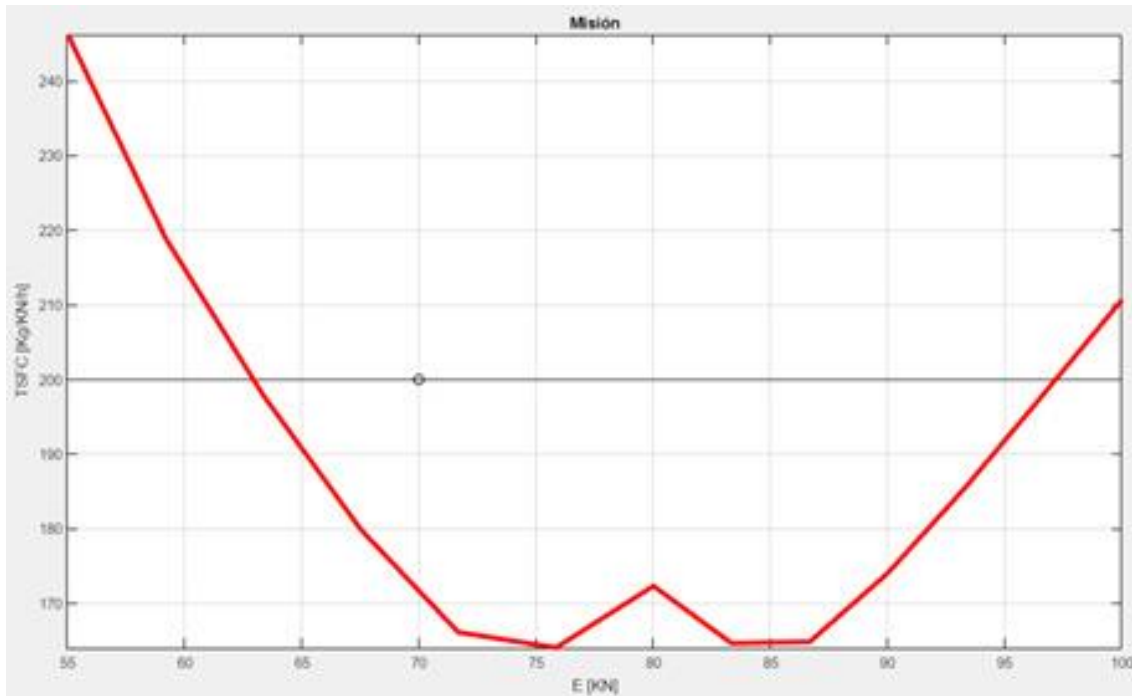


Ilustración 0-31: menú pantalla III. Captura 31

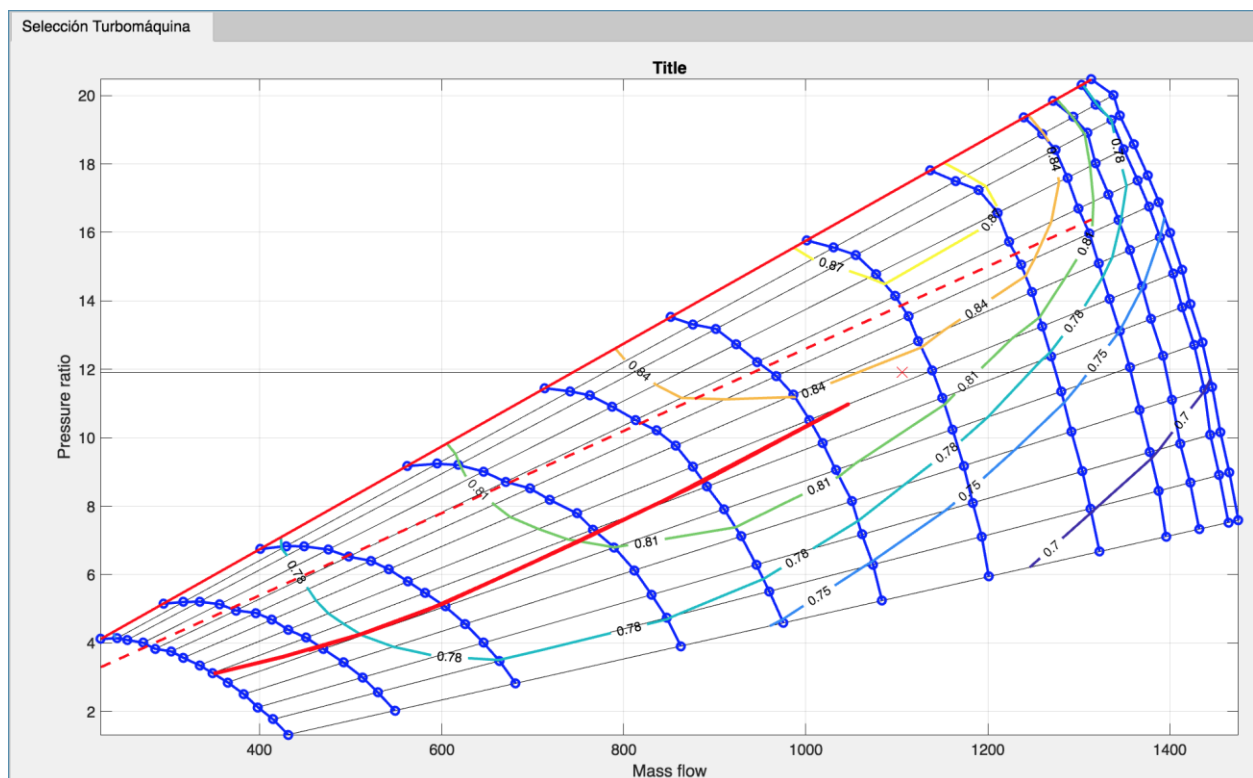


Ilustración 0-32: menú pantalla III. Captura 32

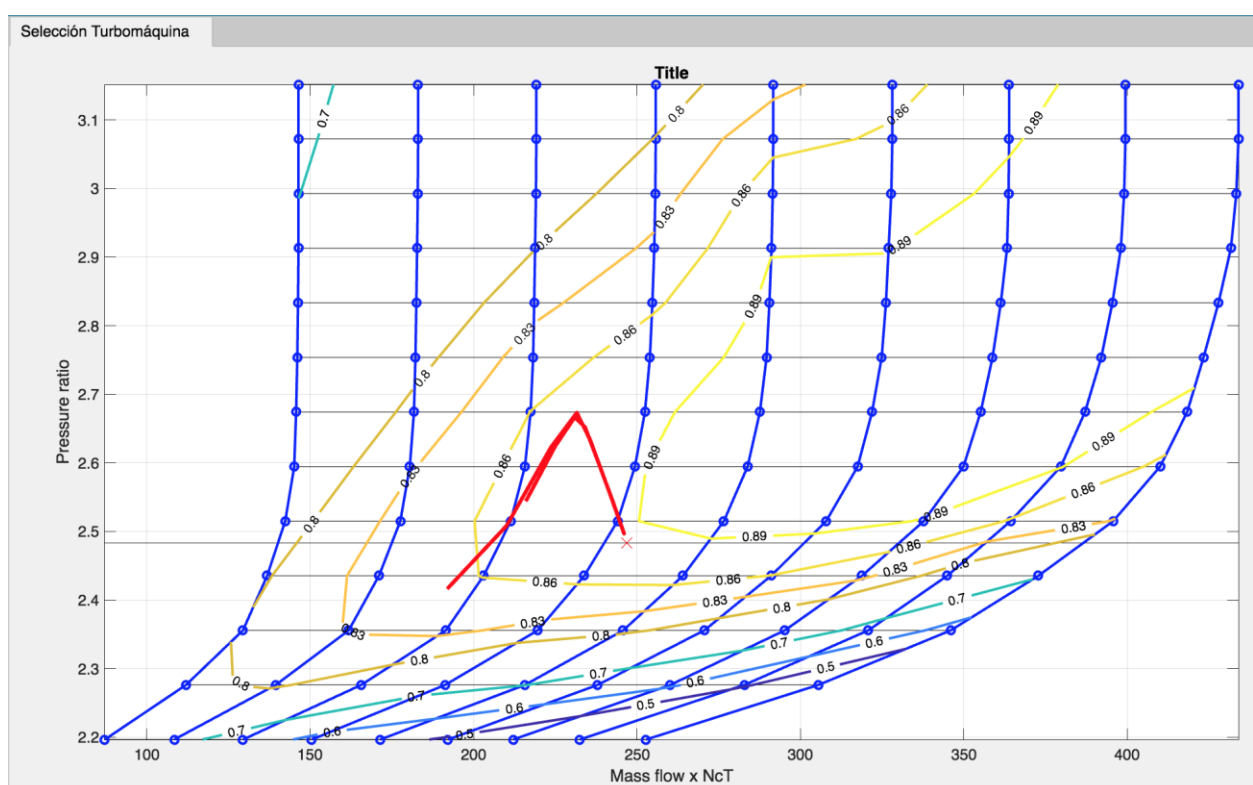


Ilustración 0-33: menú pantalla III. Captura 33

Por último, se concluye este tutorial introductorio con el funcionamiento del motor encendiendo el

postquemador. Antes que nada el usuario debe de haber calculado los mapas de operación, bien mediante la temperatura fin de combustión o mediante el gasto de combustible como parámetros. Una vez que los haya calculado:

1. Diríjase al panel inferior del menú pantalla III donde se encuentran las opciones de postquemador.
2. En el subpanel inferior *Operación con post-combustor* marque la opción *Con Post-C*.
3. A continuación pulse el botón *Condiciones de post combustión*; le saldrá una ventana como la que se muestra a continuación. Edite los valores que crea conveniente y pulse *Guardar*.

Ilustración 0-34: menú pantalla III. Captura 34

4. Puede ver el punto de operación postquemador encendido en dos figuras diferentes:
 - a. Para ver el punto sobre los mapas de operación:
 - i. Primero pulse el botón *En mapa de operación* en el panel *Representación post-combustión*.
 - ii. Después pulse el botón *Mostrar post-combustión*
 - b. Para ver el punto sobre los mapas de la turbomáquinas
 - i. Primer seleccione en el panel superior la turbomáquina que desea ver
 - ii. Después pulse el botón *En mapa turbomáquina* en el panel *Representación post-combustión*.
 - iii. Por último pulse el botón *Mostrar post-combustión*

Los resultados pueden verse en las siguientes capturas:

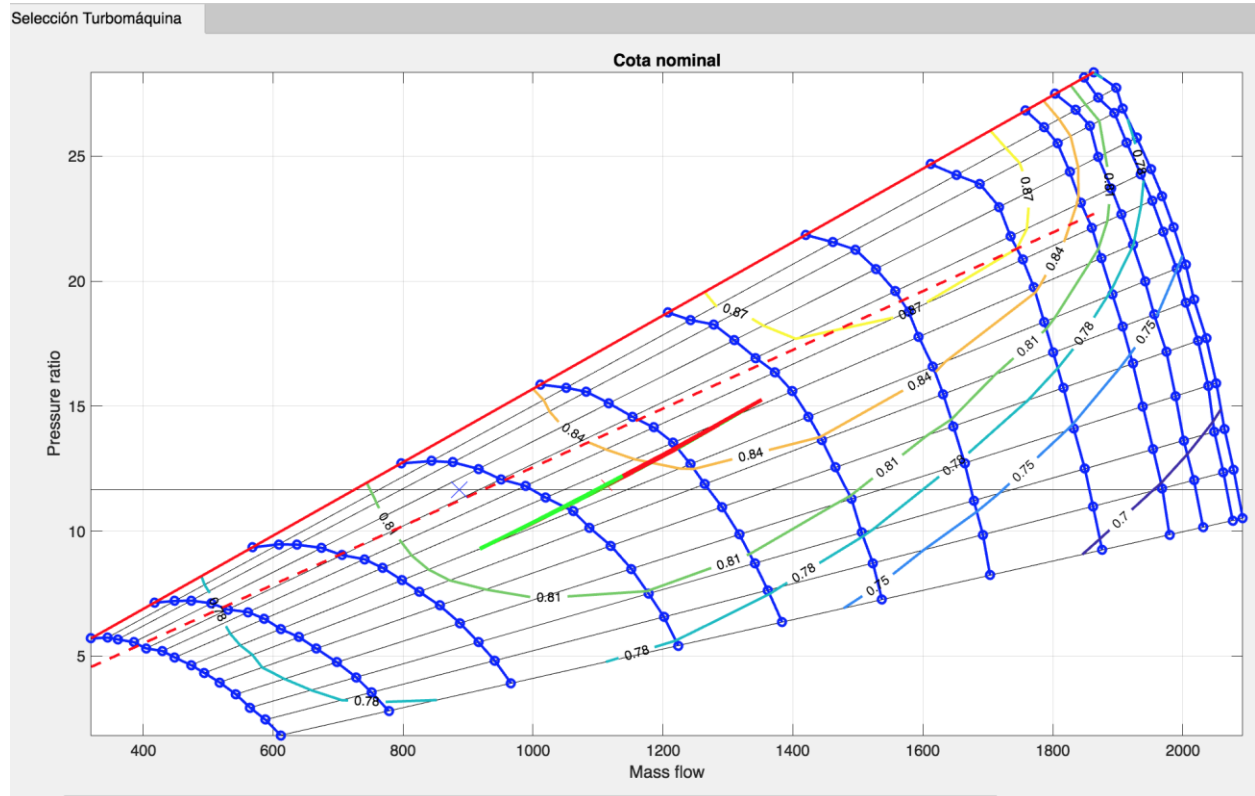


Ilustración 0-35: menú pantalla III. Captura 35

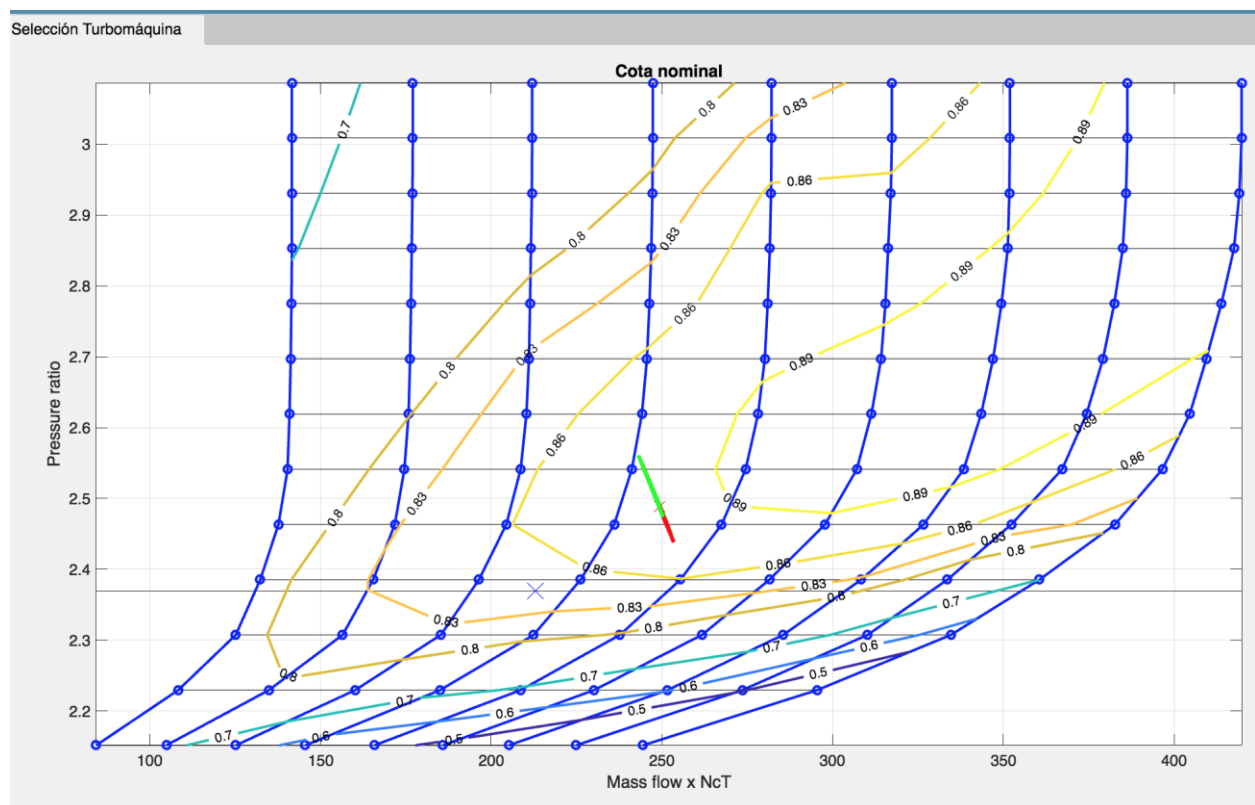


Ilustración 0-36: menú pantalla III. Captura 36

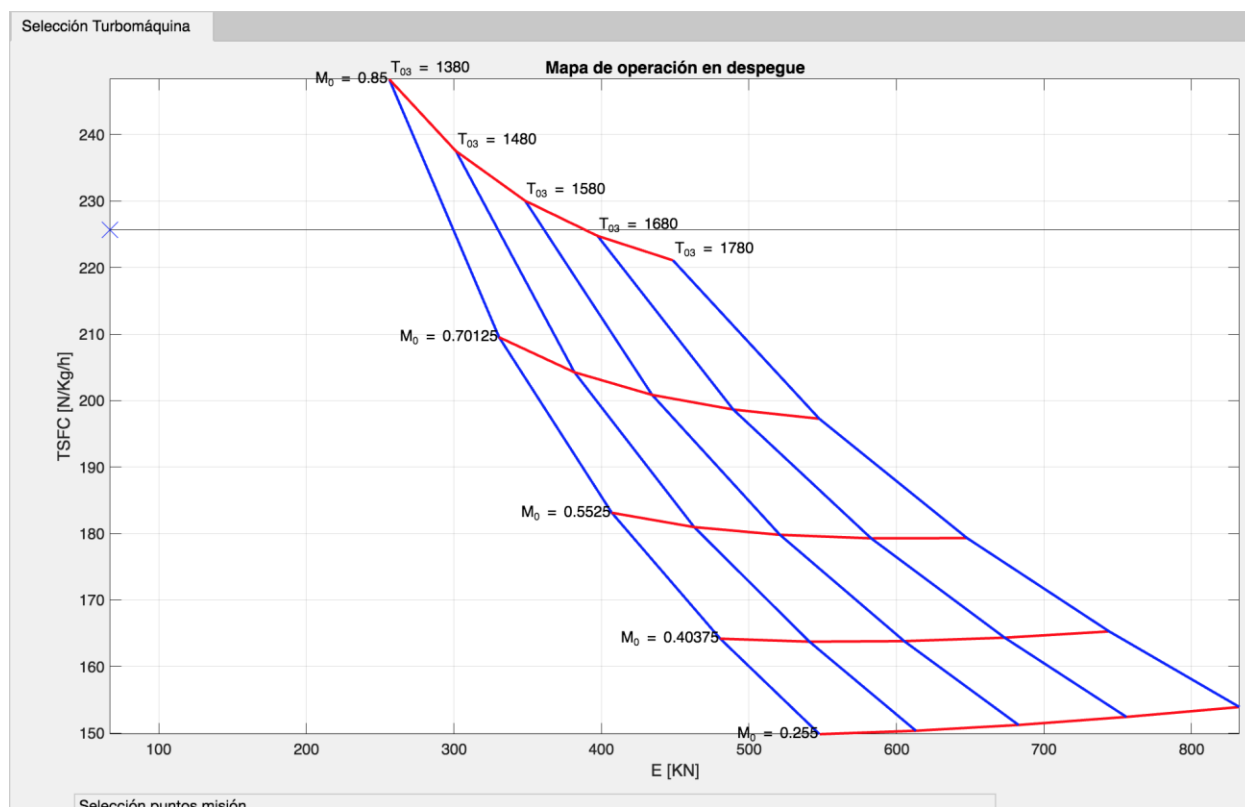


Ilustración 0-37: menú captura 37

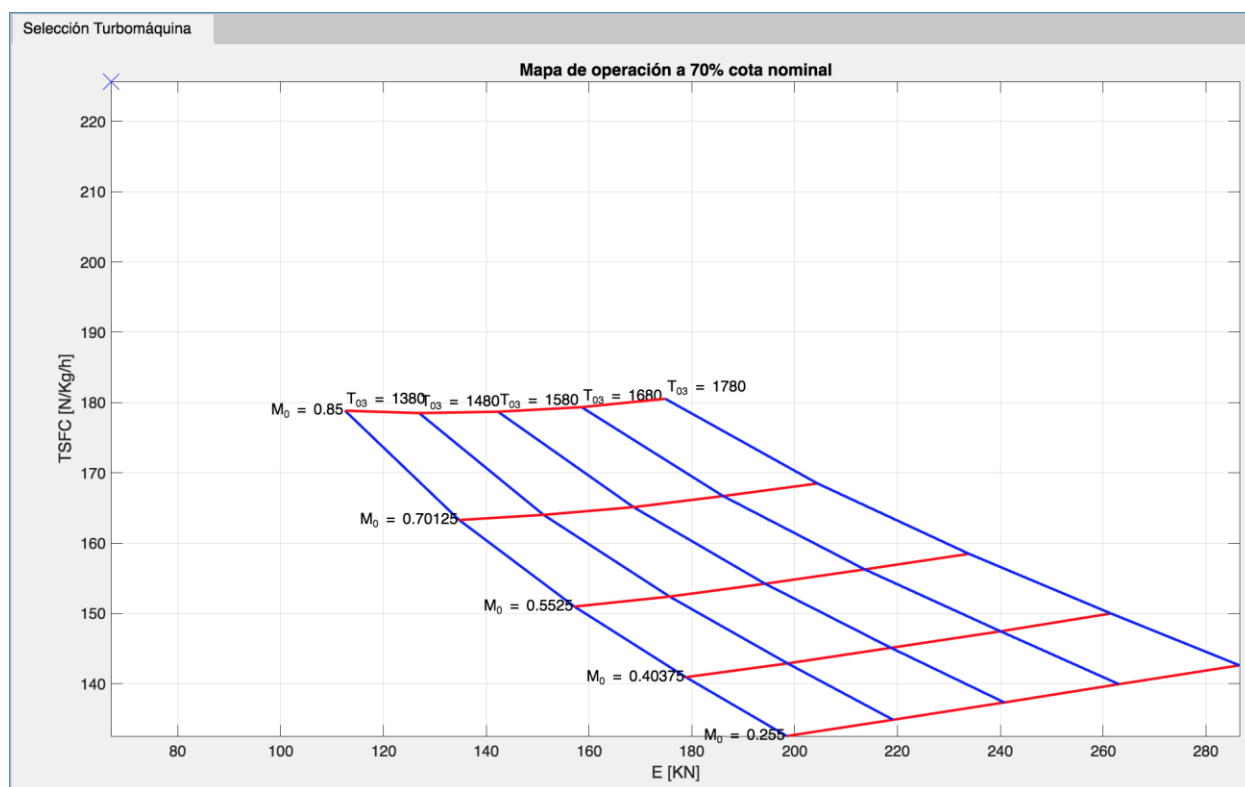


Ilustración 0-38: menú captura 38

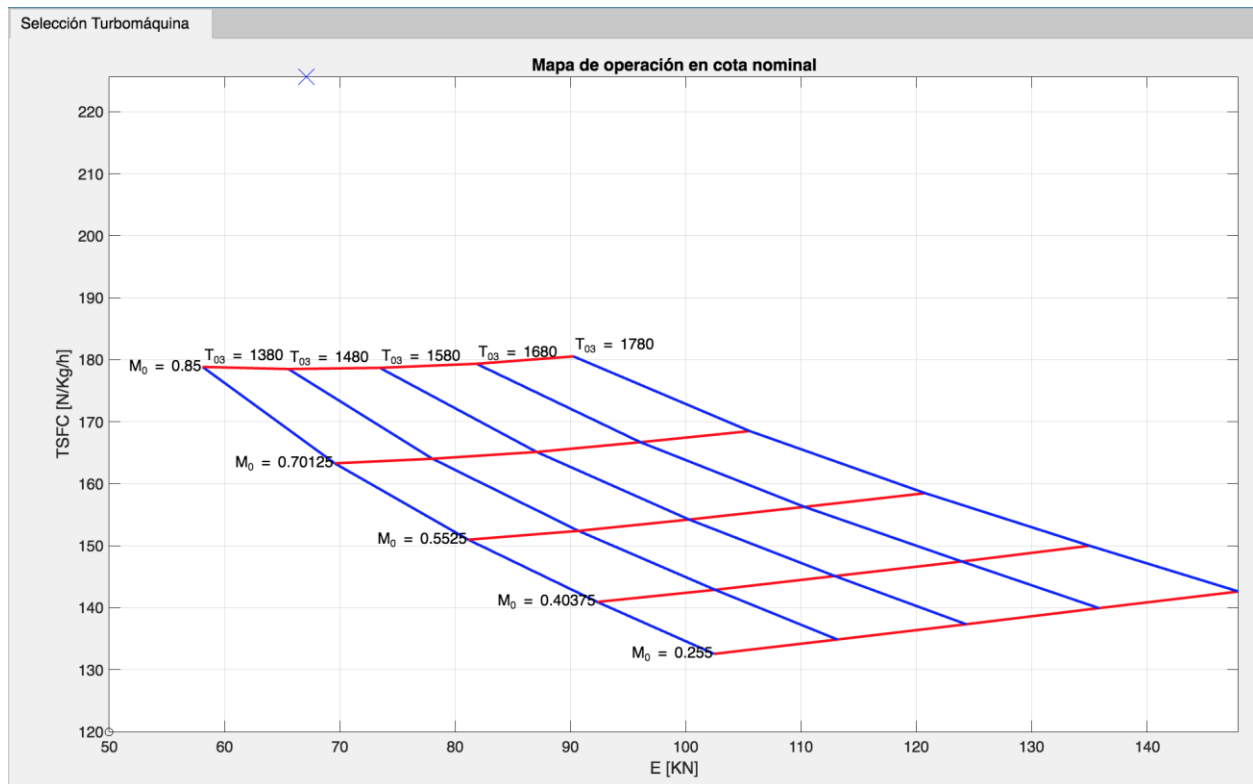


Ilustración 0-39: menú captura 39

6.2 Tablas de mapas generalizados

Compresor

MASS FLOW														
NC/BETA	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
0,499	1,95	1,875	1,8	1,73	1,65	1,575	1,51	1,43	1,37	1,29	1,23	1,15	1,1	1,02
0,559	2,48	2,395	2,32	2,225	2,125	2,04	1,95	1,87	1,79	1,69	1,61	1,51	1,43	1,33
0,635	3,08	3	2,92	2,83	2,73	2,63	2,545	2,45	2,36	2,25	2,15	2,03	1,94	1,81
0,738	3,9	3,83	3,755	3,67	3,57	3,465	3,385	3,25	3,15	3,03	2,92	2,795	2,69	2,54
0,804	4,41	4,34	4,275	4,2	4,115	4,03	3,96	3,875	3,78	3,675	3,56	3,45	3,35	3,225
0,862	4,9	4,855	4,8	4,75	4,67	4,605	4,54	4,46	4,375	4,28	4,175	4,075	3,96	3,85
0,928	5,43	5,395	5,35	5,305	5,25	5,2	5,15	5,08	5,03	4,965	4,87	4,77	4,66	4,525
1	5,98	5,935	5,895	5,84	5,79	5,74	5,695	5,645	5,59	5,53	5,475	5,38	5,265	5,14
1,045	6,31	6,275	6,23	6,18	6,13	6,08	6,03	5,975	5,93	5,875	5,82	5,76	5,695	5,605
1,077	6,475	6,43	6,38	6,34	6,295	6,235	6,19	6,13	6,075	6,025	5,96	5,92	5,85	5,75
1,109	6,62	6,575	6,53	6,5	6,45	6,39	6,345	6,28	6,225	6,17	6,1	6,04	5,96	5,89
1,14	6,67	6,625	6,58	6,54	6,49	6,43	6,39	6,33	6,275	6,22	6,15	6,08	6,05	5,94

EFICIENCIA														
NC/BETA	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
0,499	0,69	0,6915	0,6919	0,6924	0,6924	0,6912	0,6909	0,69	0,6893	0,6873	0,6857	0,6839	0,6822	0,68
0,559	0,6954	0,7	0,7018	0,7032	0,7042	0,7038	0,7031	0,7023	0,7008	0,6988	0,6968	0,6947	0,6926	0,69
0,635	0,701	0,709	0,714	0,718	0,72	0,7212	0,7214	0,7207	0,7193	0,7171	0,715	0,7121	0,71	0,7058
0,738	0,695	0,71	0,7236	0,7321	0,7365	0,7393	0,741	0,7417	0,7415	0,74	0,739	0,7363	0,7336	0,73
0,804	0,68	0,7	0,72	0,7338	0,742	0,748	0,7523	0,7554	0,7571	0,758	0,758	0,757	0,7548	0,7525
0,862	0,665	0,68	0,7	0,7229	0,74	0,75	0,76	0,7642	0,7688	0,7733	0,7745	0,7746	0,7746	0,7727
0,928	0,645	0,66	0,676	0,694	0,72	0,741	0,754	0,7665	0,779	0,79	0,792	0,794	0,794	0,793
1	0,622	0,638	0,653	0,669	0,687	0,706	0,73	0,755	0,77	0,787	0,792	0,794	0,795	0,795
1,045	0,61	0,624	0,639	0,653	0,667	0,682	0,695	0,718	0,739	0,749	0,76	0,763	0,765	0,768
1,077	0,605	0,6167	0,631	0,645	0,659	0,672	0,6825	0,698	0,711	0,724	0,731	0,734	0,736	0,74
1,109	0,6	0,611	0,623	0,637	0,65	0,662	0,671	0,682	0,69	0,7	0,704	0,709	0,71	0,711
1,14	0,598	0,61	0,62	0,634	0,648	0,659	0,668	0,679	0,685	0,691	0,695	0,699	0,7	0,696

PRESSURE RATIO														
NC/BETA	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
0,499	0,51187	0,68475	0,82	0,96833	1,10145	1,20677	1,29414	1,37897	1,45058	1,48007	1,54889	1,58	1,5998	1,59166
0,559	0,7835	0,98947	1,158	1,32522	1,47813	1,60528	1,6963	1,80973	1,88486	1,91327	1,98323	2,012	2,00834	1,98939
0,635	1,091	1,344	1,548	1,76143	1,95789	2,11091	2,24013	2,37755	2,47424	2,51975	2,60045	2,636	2,63972	2,60523
0,738	1,51125	1,83038	2,09075	2,36707	2,62401	2,8265	3,00789	3,16075	3,2911	3,36449	3,48056	3,554	3,56822	3,54182
0,804	1,77262	2,12924	2,42875	2,7492	3,0562	3,31071	3,53344	3,77263	3,94252	4,06302	4,21208	4,34	4,3853	4,42068
0,862	2,02375	2,43103	2,77	3,14575	3,49631	3,80349	4,06356	4,34534	4,55775	4,71824	4,91502	5,09	5,14048	5,22255
0,928	2,29537	2,74747	3,1275	3,5459	3,95625	4,3134	4,6211	4,95232	5,23502	5,46009	5,70941	5,924	6,00708	6,08857
1	2,57725	3,06391	3,48175	3,93164	4,38447	4,77618	5,11923	5,50545	5,81406	6,07199	6,40092	6,656	6,75607	6,87762
1,045	2,74637	3,26315	3,6995	4,17678	4,65409	5,06756	5,42542	5,82852	6,16562	6,44562	6,79526	7,112	7,28841	7,47422
1,077	2,83094	3,35398	3,797	4,29214	4,78493	5,2004	5,57166	5,98027	6,31555	6,60808	6,95528	7,304	7,4803	7,66025
1,109	2,90525	3,43895	3,8945	4,4075	4,90785	5,33323	5,71333	6,12712	6,47065	6,76511	7,1153	7,448	7,61648	7,83987
1,14	2,93087	3,46825	3,927	4,43634	4,93957	5,36751	5,75446	6,17607	6,52235	6,81926	7,17245	7,496	7,7279	7,90402

Turbina

Mass flow									
NC/BETA	0	0,125	0,25	0,375	0,5	0,625	0,75	0,875	1
0,4	11,79	17,52188	19,54688	19,99406	20,11125	20,12484	20,11313	20,09656	20,08
0,5	11,77	17,50359	19,45844	19,94703	20,09188	20,12	20,11313	20,09828	20,09
0,6	11,75	17,3	19,36	19,89	20,06938	20,11516	20,12	20,12	20,12
0,7	11,73	17,09422	19,21188	19,79156	20,0275	20,10547	20,12	20,12	20,12
0,8	11,71	16,69922	19,07406	19,71172	19,99188	20,08547	20,1	20,1	20,1
0,9	11,69	16,30172	18,80906	19,57922	19,88875	20,02672	20,09375	20,1	20,1
1	11,69	15,98406	18,58188	19,42656	19,79688	19,96703	20,05063	20,07	20,07
1,1	11,71	15,65047	18,35406	19,25672	19,685	19,87703	19,9675	20,00172	20,01
1,2	11,73	15,77078	18,0475	19,04125	19,54	19,76734	19,87438	19,92344	19,94

Eficiencia									
NC/BETA	0	0,125	0,25	0,375	0,5	0,625	0,75	0,875	1
0,4	0,55	0,78391	0,875	1	0,70625	0,55	0,78391	0,75875	0,72563
0,5	0,56	0,84375	0,77875	0,74563	0,72625	0,70711	0,69156	0,68414	0,68
0,6	0,56	0,88977	0,82844	0,78703	0,75938	0,74227	0,73156	0,71914	0,715
0,7	0,56	0,90297	0,89375	0,86063	0,8275	0,80211	0,78313	0,76914	0,765
0,8	0,56	0,88414	0,91906	0,89422	0,87075	0,85169	0,83581	0,81911	0,81
0,9	0,55	0,82519	0,92397	0,92314	0,91063	0,89984	0,88469	0,86656	0,85
1	0,54	0,77945	0,89622	0,92852	0,93194	0,92584	0,91688	0,90242	0,89
1,1	0,47	0,71656	0,86203	0,91586	0,93463	0,93848	0,93594	0,92828	0,88453
1,2	0,39	0,60672	0,79344	0,88453	0,922	0,93664	0,94306	0,93825	0,925

